

طراحی کنترل پیش‌بین مدل چند متغیره برای موتور توربوفن و مقایسه عملکرد با کنترل کننده Min-Max

مرتضی منتظری^۱، میلاد احتشامی^۲ و امین ایمانی^۳

دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه علم و صنعت ایران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۲/۲۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۵/۰۹)

چکیده

کنترل کننده موتور توربوفن وظیفه تأمین رانش مورد درخواست خلبان را در حین حفظ قیود متنوع حاکم بر محدودیت‌های ساختاری و عملکردی بر عهده دارد. لذا راهبردهایی که جهت کنترل موتور هواپیما به کار گرفته می‌شوند می‌بایست امکان لحاظ قیود سامانه را در ساختار خود داشته باشند. در این تحقیق یک کنترل کننده پیش‌بین مدل چند متغیره بر اساس مدل فضای حالت خطی برای یک موتور توربوفن طراحی می‌شود. این کنترل کننده توانایی لحاظ قیود متنوع ورودی و خروجی را در حین تأمین دستور رانش دارد. به دلیل عدم تطبیق بین مدل خطی سازی شده برای کنترل کننده و مدل غیرخطی موتور، در ساختار کنترلی ارائه شده از روش اصلاح بازخورد جهت بهبود عملکرد کنترل کننده MPC استفاده می‌شود. در این روش علاوه بر سوخت به عنوان ورودی کنترلی اصلی، بیلید نیز به عنوان یک ورودی کنترلی کمکی جهت کاهش احتمال وقوع سرج کمپرسور به صورت حلقه بسته مدنظر قرار می‌گیرد. در شبیه سازی با استفاده از مدل غیرخطی ترمودینامیکی، عملکرد کنترل کننده طراحی شده با روش چند حلقه‌ای Min-Max که به طور معمول جهت کنترل موتورهای هوایی به کار گرفته می‌شود، مقایسه می‌شود. نتایج شبیه سازی، عملکرد مؤثر کنترل کننده پیشنهادی را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: موتور توربوفن، کنترل پیش‌بین مدل، چندورودی-چند خروجی، کنترل کننده Min-Max

Multivariable Model Predictive Control Design for a Turbofan Engine and Performance Comparison with Min-Max Controller

M. Montazeri-Gh

M. Ehteshami

A. Imani

School of Mechanical Engineering
Iran University of Science and Technology
(Received: 13/may/2019; Accepted: 31/Jul/2019)

ABSTRACT

The turbofan engine controller is responsible for providing the thrust requested by the pilot while maintaining structural and operational constraints. Therefore, the strategies used to control the engine of the aircraft should be able to consider the constraints of the system in their structure. In this research, a multivariable model predictive controller based on a linear state space model for a turbofan engine is designed. This controller has the ability to accommodate various input and output constraints during supplying of required thrust. Due to the lack of matching between the linearized model for the controller and the nonlinear engine model, the feedback correction method is used in the control structure to improve the performance of the MPC controller. In this method in addition to fuel as the main control input, bleed is also considered as an auxiliary control input for closed loop to reduce the possibility of compressor surge. In simulation using a non-linear thermodynamic model, the controller performance is compared with the Min-Max method which is typically used to control aircraft engines. Results of this simulation show the effective performance of the proposed controller.

Keywords: Turbofan Engine, Model Predictive Control, Multi Input-Multi Output, Min-Max Controller

۱- استاد (نویسنده پاسخگو): montazeri@iust.ac.ir

۲- کارشناسی ارشد: ehteshami_milad@yahoo.com

۳- دکتری: aimani@mecheng.iust.ac.ir

۱- مقدمه

موتورهای توربین گازی مخصوصاً موتورهای توربوفن منصوب در هواپیماهای تجاری، به روش کنترل بازخورد عمل می‌کنند. به‌طور کلی هدف از سامانه کنترل، دستیابی به پاسخ رانش موتور با کیفیت مناسب است به‌طوری‌که عملکرد موتور در چهارچوب محدوده‌هایی ایمن باقی بماند [۱]. در موتور توربوفن متغیرهایی وجود دارد که دارای محدودیت هستند. به‌عنوان مثال، یک شیر سنجش جریان سوخت به‌عنوان یکی از عملگرها با توجه به محدودیت مکانیکی یا هیدرولیکی نمی‌تواند به سرعت خود را از نوسانات سرعت جریان سوخت جدا کند؛ و سرعت روتور موتور یا درجه حرارت گاز خروجی نباید از حد خود تجاوز کنند علاوه بر این، حسگرهای مختلف نیز با توجه به محدوده اندازه‌گیری آن‌ها عملکردی محدود دارند. علاوه بر کنترل محدودیت‌ها، پاسخ دینامیکی خوب، یک عنصر حیاتی در کنترل هواپیما می‌باشد [۲]. با افزایش پیچیدگی و بهبود عملکرد موتورهای هواپیمایی، هواپیماهای تجاری و نظامی الزامات بالاتری را برای کنترل موتور سامانه به‌کار گرفتند که در آن روش کنترل پیشرفته راه اصلی برای مقابله با این چالش است [۳].

کنترل‌کننده موتورهای هواپیماهای فعلی برای ارائه عملکرد مطلوب و جلوگیری از عبور موتور از هرگونه محدودیت ایمنی یا عملیاتی از ساختار Min-Max استفاده می‌کنند [۴]. این ساختار شامل حلقه‌های متعدد است به‌طوری‌که هر یک از محدودیت‌های فیزیکی و عملیاتی موتور دارای یک تنظیم‌کننده مجزا است که یک ورودی جریان سوخت تولید می‌کند تا حد مجاز را حفظ کند. یک تنظیم‌کننده اصلی نیز برای کنترل سرعت فن به‌عنوان نماینده رانش استفاده می‌شود. به‌طور کلی این کنترل‌کننده وظیفه دارد سوخت موتور را با توجه به شرایط عملکردی که موتور در آن قرار دارد، تأمین کند یعنی علاوه بر رعایت تمام محدودیت‌های کنترلی موتور، سوخت حالت گذرا را برای پاسخی مقتضی به دستور خلبان تأمین کند [۵-۹]. به‌منظور توسعه روش Min-Max منتظری و ایمانی [۱۱-۱۰] مقالاتی را جهت بهبود عملکرد این کنترل‌کننده برای موتور توربوفن ارائه کردند.

یکی از روش‌های کنترلی دیگر جهت کنترل سامانه‌های قید روش کنترل پیش‌بین مدل است. کنترل پیش‌بین مدل (MPC) یکی از عملی‌ترین روش‌های کنترل پیشرفته در کاربردهای صنعتی می‌باشد. این روش را می‌توان به‌عنوان نوعی از روش‌های کنترل بهینه در نظر گرفت که از یک مدل دینامیکی از سامانه برای پیش‌بینی خروجی‌ها و متغیرهای آینده استفاده می‌کند و تلاش کنترلی آینده را با توجه به بهینه‌سازی یک تابع هدف مشخص یا تابع هزینه در هر زمان نمونه‌گیری تعیین می‌کند [۱۲]. در مقایسه با روش‌های کنترل کلاسیک، یکی از مزایای اصلی روش MPC، توانایی ذاتی خود در رسیدگی به محدودیت‌های ورودی‌ها و خروجی‌ها است. این کنترل‌کننده مدرن مبتنی بر مدل برای رسیدگی به محدودیت‌ها، دینامیک‌های متغیر با زمان، اغتشاشات و سامانه‌های چندمتغیره در مقایسه با روش‌های کلاسیک بسیار مناسب است [۱۳]. با این حال، کنترل موتور توربوفن تجاری با روش MPC پیچیده‌تر از کنترل کلاسیک است. موتورهای هوایی یک سامانه غیرخطی است که یک طیف وسیعی از شرایط مختلف را پوشش می‌دهد و پایداری را در محدوده عملیاتی آن تضمین می‌کند [۱۴].

در حالی که کنترل پیش‌بین مدل (MPC) برای چندین دهه در فرایندهای صنعتی مورد استفاده قرار گرفته است، به دلیل پیشرفت در قدرت محاسباتی سامانه عامل‌های مدرن کنترل، به‌طور فزاینده‌ای در مطالعات کنترل موتورهای هوایی رشد یافته است [۱۵-۱۶]. دیوانجی و همکاران [۱۷] کنترل‌کننده پیش‌بین مدل غیرخطی را برای کنترل رانش یک موتور توربین گاز تک‌محوره به‌کار گرفتند. برنول و همکاران [۱۸] کنترل‌کننده پیش‌بین مدل غیرخطی را به همراه فیلتر کالمن توسعه‌یافته برای موتور توربوفن دو محوره طراحی کردند. زمان محاسبه و پیچیدگی در کنترل پیش‌بین مدل غیرخطی نسبت به کنترل پیش‌بین خطی بیشتر است. به همین منظور مطالعاتی بسیاری در زمینه کنترل پیش‌بین خطی انجام شده است. دیوید ریس [۱۲] کنترل‌کننده پیش‌بین مدل را با روش تمم‌یافته (GPC) و با استفاده از خطی سازی لحظه‌ای مدل غیرخطی برای کنترل سرعت محور موتور توربین گاز استفاده کرد و آن را کنترل پیش‌بین مدل تقریبی (AMPC) نامید و نشان داد که این روش مزایایی مانند

توربو فن و نیازهای کنترلی آن، خطی سازی مدل ترمودینامیکی موتور توربو فن صورت گرفته است. سپس کنترل پیشبین بر اساس مدل فضای حالت خطی با دو ورودی سوخت و بیلید به صورت حلقه بسته، برای ردیابی سرعت فن و حفاظت از محدوده‌های عملکردی موتور توربو فن به کار گرفته می‌شود که به دلیل عدم تطبیق بین مدل خطی سازی شده برای کنترل کننده و مدل غیرخطی موتور، روش اصلاح بازخورد جهت بهبود عملکرد کنترل کننده پیشبین مدل در تعقیب خروجی مطلوب و حفظ قیود به کار گرفته شده است. پس آن کنترل کننده Min-Max برای موتور توربو فن مورد نظر که در آن اثر بیلید نیز به صورت حلقه باز لحاظ شده، طراحی شده است. نتایج اجرای کنترل کننده پیشبین مدل با نتایج کنترل کننده Min-Max مقایسه شده است.

۲- مدل موتور توربو فن

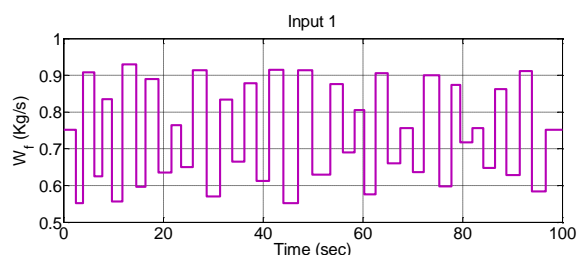
مدل موتور توربو فن مورد استفاده در این مقاله همانند شکل ۱ است که نیروی رانش آن برابر با ۱۳۴ کیلو نیوتن، نسبت کنارگذر در آن برابر ۵٫۵ و حداکثر سرعت فن و هسته به ترتیب برابر ۵۰۰۰rpm و ۱۴۴۶۰rpm است. حرکت فن، کمپرسور فشار پایین (LPC) و توربین فشار پایین (LPT) توسط محور فن صورت می‌گیرد و کمپرسور فشار بالا (HPC) و توربین فشار بالا (HPT) با محور دیگری (محور هسته) حرکت می‌کنند [۲۳]. یک موتور توربین گاز یک سامانه پیچیده غیرخطی آیرودینامیک است. از این رو، مدل سازی نقش مهمی در توسعه سامانه کنترل موتور دارد.

یک مدل جزء به جزء غیرخطی (NCLM^۱) [۲۴ و ۲۵] شامل المان‌های ورودی، فن، LPC، HPC، Combustor، HPT، LPT، نازل هسته و نازل کنارگذر است که به عنوان سامانه‌های ترمودینامیکی طراحی شده‌اند. این اجزا توسط نقشه‌های عملکرد، ضرایب ثابت و روابط ترمودینامیکی و آیرودینامیکی توصیف می‌شوند. این مدل موتور در هواپیمای مسافربری مانند خانواده ایرباس A320 استفاده

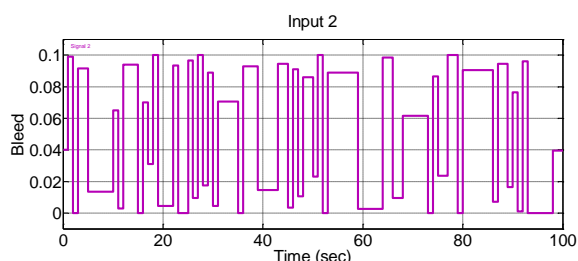
کمتر شدن محاسبات نسبت به کنترل کننده پیشبین مدل غیرخطی (NMPC) دارد. علی و عتبا [۱۹] از یک مدل شبکه عصبی برای کنترل کننده پیشبین موتور توربو فن کوچک استفاده و نتایج آن را با کنترل PID که ضرایب آن با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه شده بودند، مقایسه کردند. دیپاک و راما [۲۰] به جای کنترل کننده PID کنترل پیشبین مدل را پیشنهاد کردند و کاربرد کنترل کننده MPC به همراه یک بهینه‌سازی آنلاین را برای کنترل موتور C-MAPSS40k در حضور عیب‌های جزئی نشان دادند. ژیان دو و همکارانش [۲۱] یک کنترل کننده پیشبین مدل تطبیقی بر اساس مدل خطی را برای موتورهای توربو فن ارائه کردند که می‌تواند حالت‌های کاری را در شرایط پرواز مشخص انتقال دهد به طوری که الگوریتم کنترل پیشبین مدل خطی محدود شده بر اساس مدل‌های خطی در نقاط مختلف نامی طراحی شدند سپس، دامنه کنترل در پاکت پرواز بر اساس پارامترهای ورودی موتور هواپیما مجزا شد و نقاط نامی در تمام بخش‌ها تعیین گردید. سئوک و همکاران [۲۲] کنترل کننده MPC را برای محدوده عملیاتی وسیع موتور توربو فن توسعه داده‌اند و MPC را بر اساس مدل‌های تکی و چندتایی مقایسه کردند و سپس حالت‌های آفست کمکی را برای جبران تفاوت در پاسخ بین مدل خطی و غیرخطی معرفی کرده‌اند.

در این مقاله، کنترل پیشبین مدل چند متغیره برای یک موتور توربو فن طراحی شده است که مهم‌ترین تفاوت آن در مقایسه با پژوهش‌های حاضر این است که تمام محدودیت‌های مهم عملکردی موتور در نظر گرفته شده است و عملکرد این کنترل کننده با کنترل کننده Min-Max که امروزه به عنوان الگوریتم کنترل موتور توربو فن استفاده می‌شود مقایسه شده است در حالی که در پژوهش‌های صورت گرفته، کنترل کننده MPC طراحی شده با کنترل کننده PID مقایسه شده است که مقایسه کاملی نمی‌تواند باشد. همچنین در این کنترل کننده بیلید به صورت حلقه بسته در نظر گرفته شده است و محدوده وسیع تری از نقاط کاری موتور را شامل می‌شود که به همین منظور برای کاهش اثرات غیرخطی بر عملکرد کنترل کننده پیشبین مدل خطی، روش اصلاح بازخورد به کار گرفته شده است. بدین منظور در این تحقیق ابتدا پس از توصیف موتور

انتخاب ورودی و خروجی‌های مورد نظر و تعداد متغیرهای حالت و پس از انجام تنظیمات لازم، مدل فضای حالت خطی آن ایجاد می‌شود. در این تحقیق خطی‌سازی حول ۸۲ درصد دور محور فشار پایین یعنی ۴۱۱۸ rpm صورت گرفته است.



شکل (۲): سیگنال ورودی سوخت به مدل ترمودینامیکی.



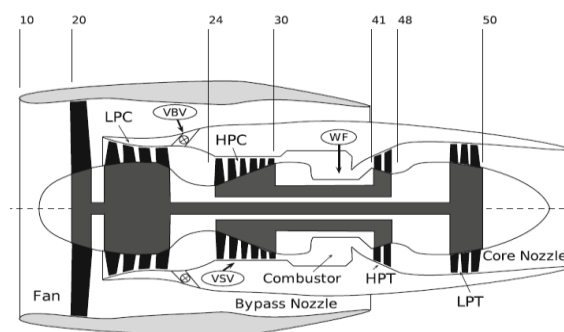
شکل (۳): سیگنال ورودی بیلید به مدل ترمودینامیکی.

مدل خطی موتور توربوفن دارای دو ورودی و شش خروجی می‌باشد. ورودی‌ها، دبی سوخت موتور توربوفن (W_f) و شیر متغیر بیلید (VBV^1) و خروجی‌ها به ترتیب سرعت فن (N_f)، سرعت هسته (N_c)، دمای خروجی از کمپرسور توربین فشار بالا (T_{45})، فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا (P_{s3})، حاشیه استال کمپرسور فشار بالا ($HPC-SM$) و نسبت سوخت به فشار خروجی کمپرسور فشار بالا ($\frac{W_f}{P_{s3}}$) می‌باشند. همچنین خروجی‌های N_c ، T_{45} ، P_{s3} ، $HPC-SM$ و $\frac{W_f}{P_{s3}}$ به‌عنوان خروجی‌های قیدی در نظر گرفته شده‌اند. دو متغیر حالت در این مدل، سرعت فن (N_f)، سرعت هسته (N_c) هستند.

ماتریس‌های فضای حالت در زیر آورده شده است:

$$A = \begin{bmatrix} -1.894 & 0.1966 \\ -1.452 & -0.7257 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 2630 & -1993 \\ 5574 & 3685 \end{bmatrix}$$

می‌شود. مشخصات پاسخ حالت پایا و گذرای این مدل ترمودینامیکی توسط نرم‌افزار تجاری GasTurb 10، صحت سنجی شده است [۲۶].



شکل (۱): اجزای موتور توربوفن دو محوره [۱].

معادله دینامیکی برای گشتاور زاویه‌ای محورهای سرعت بالا و سرعت پایین به‌صورت زیر است که در آن، N_f نشان‌دهنده سرعت زاویه‌ای مجموعه متصل به فن می‌باشد و N_c نشانگر سرعت زاویه‌ای مجموعه محور کمپرسور فشار بالا و توربین فشار بالا است که به آن سرعت هسته نیز می‌گویند. برای سازگاری با واژه‌شناسی استاندارد و شبیه‌سازی نرم‌افزار، N_f و N_c به ترتیب سرعت فن و سرعت هسته را نشان خواهند داد.

$$\dot{N}_f = f_1(N_f, N_c, u) \quad (۱)$$

$$\dot{N}_c = f_2(N_f, N_c, u) \quad (۲)$$

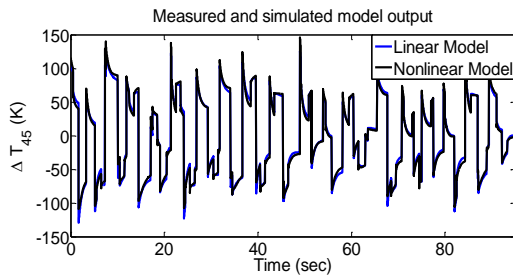
$$y_i = g_i(N_f, N_c, u) \quad (۳)$$

در اینجا f_1 و f_2 شتاب‌های زاویه‌ای هستند که به ترتیب توسط HPT و LPT تأمین می‌شوند. بردار u اجزای ورودی کنترلی را در بر دارد و y_i نشان‌دهنده خروجی‌های مورد نظر در مدل موتور توربوفن است [۱]. این مدل که در نرم‌افزار سیمولینک متلب شبیه‌سازی شده است در شرایط استاندارد سطح دریا و ماخ صفر و ارتفاع صفر اجرا می‌شود. روابط حاکم بر مدل ترمودینامیکی این موتور توربوفن در [۲۷] به تفصیل بیان شده است.

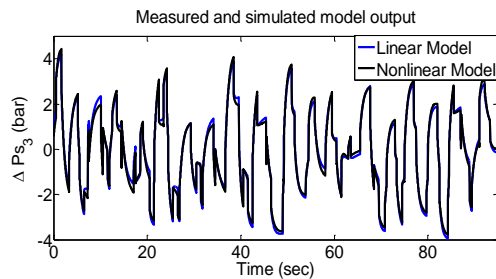
۳- خطی‌سازی و مشخصات عملکرد کنترل‌کننده

MPC

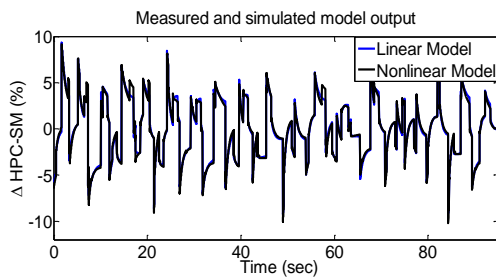
به‌منظور به‌دست آوردن مدل فضای حالت سامانه، دو سیگنال غنی همانند شکل‌های ۲ و ۳ به‌عنوان ورودی سوخت و بیلید، وارد مدل ترمودینامیکی سامانه می‌شود و سپس در جعبه‌ابزار شناسایی سامانه نرم‌افزار متلب با



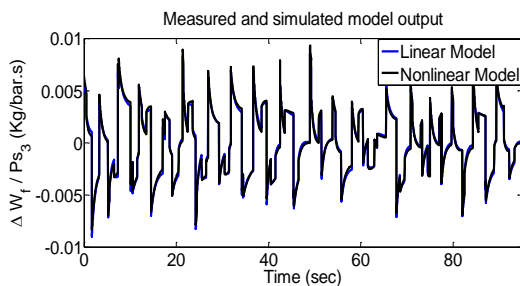
شکل (۷): پاسخ خروجی T_{45} در مدل غیرخطی و خطی.



شکل (۸): پاسخ خروجی P_{s3} در مدل غیرخطی و خطی.



شکل (۹): پاسخ خروجی $HPC-SM$ در مدل غیرخطی و خطی.



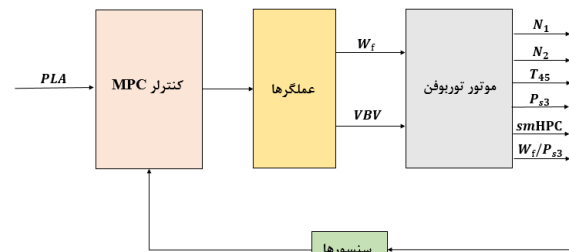
شکل (۱۰): پاسخ خروجی $\frac{Wf}{P_{s3}}$ در مدل غیرخطی و خطی.

در شکل ۵ که پاسخ سرعت فن (N_1) را نشان می‌دهد، مدل خطی با مدل غیرخطی ۹۳٫۶۲٪ مطابقت دارد و در شکل‌های (۶-۱۰) نیز خروجی‌های سرعت هسته (N_2)، دمای خروجی از توربین فشار بالا (T_{45})، فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا (P_{s3})، حاشیه استال کمپرسور فشار بالا ($HPC-SM$) و نسبت سوخت به فشار خروجی کمپرسور فشار بالا ($\frac{Wf}{P_{s3}}$) نشان داده شده‌اند که با

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ -0.1283 & 0.001051 \\ 0.007815 & 0.000163 \\ 0.01558 & -0.001323 \\ -1.182e^{-5} & -1.867e^{-7} \end{bmatrix}$$

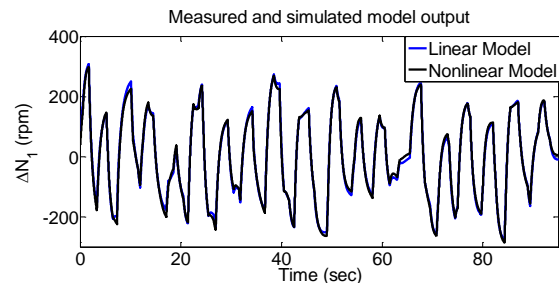
$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 610.2 & 364.5 \\ 6.774 & -17.54 \\ -33.15 & -30.88 \\ 0.03441 & 0.0255 \end{bmatrix}$$

شکل ۴ نمایی از بلوک دیاگرام کنترل موتور توربوفن با ورودی‌ها و خروجی‌های مورد نظر در این مقاله را نشان می‌دهد.

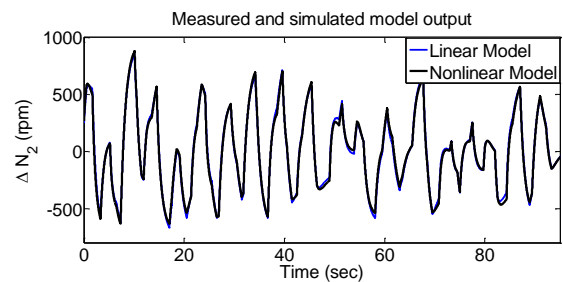


شکل (۴): بلوک دیاگرام کنترل موتور توربوفن.

نمودارهای حاصل از خطی‌سازی مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن در مقایسه با مدل غیرخطی جهت نشان دادن میزان دقت خطی‌سازی در شکل‌های (۱۰-۵) آورده شده است.



شکل (۵): پاسخ خروجی N_1 در مدل غیرخطی و خطی.



شکل (۶): پاسخ خروجی N_2 در مدل غیرخطی و خطی.

سپس خروجی پیش‌بینی در افق n_y به صورت معادله ۱۰ کاهش می‌یابد:

$$\hat{y} = Px(k) + H\hat{u} \quad (10)$$

در اینجا، \hat{y} و \hat{u} به ترتیب خروجی و ورودی پیش‌بینی شده هستند (\hat{u} حاصل یک محاسبه بهینه‌سازی خواهد بود). ماتریس‌های P و H در افق n_y به صورت زیر هستند:

$$P = \begin{bmatrix} CA_d \\ CA_d^2 \\ \vdots \\ CA_d^{n_y} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$H = \begin{bmatrix} CB_d & 0 & 0 & \dots \\ CA_d B_d & CB_d & 0 & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots \\ CA_d^{n_y} B_d & CA_d^{n_y-2} B_d & CA_d^{n_y-3} B_d & \dots \end{bmatrix} \quad (12)$$

با معرفی $x_a^T(k) = [x^T(k) \ u^T(k-1)]$ مدل دستگاه تکمیل‌شده، این‌گونه می‌شود:

$$\begin{bmatrix} x(k+1) \\ u(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_d & B_d \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_d \\ I \end{bmatrix} \Delta u(k) \quad (13)$$

$$y(k) = [C \ D] \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + D\Delta u(k) \quad (14)$$

مدل تکمیل‌شده را می‌توان به صورت فشرده این‌گونه نشان داد:

$$x_a(k+1) = A_{da}x_a(k) + B_{da}\Delta u(k) \quad (15)$$

$$y(k) = C_{da}x_a(k) + D\Delta u(k) \quad (16)$$

خروجی پیش‌بین (معادله ۱۰) به صورت مستقیم در مدل تکمیل‌شده، با استفاده از A_{da} ، B_{da} ، C_{da} و D_{da} به عنوان ماتریس‌های سامانه، جایگزین می‌شود.

تابع هزینه می‌تواند شامل پارامترهای مختلفی مثل خروجی‌ها، افق کنترل، پارامتر سلامت و ... برای بهینه‌سازی باشد ولی به طور معمول و در اینجا از خطای دنبال کردن سیگنال مرجع و ورودی‌های کنترلی به عنوان معادلات این تابع استفاده شده است. بنابراین، نسخه ساده‌شده از تابع هزینه برابر است با:

$$J = \sum_{i=1}^{i=n_y} e(k+i)^T e(k+i) + R \sum_{i=0}^{n_u-1} \Delta u(k+i)^T \Delta u(k+i) \quad (17)$$

$$R = \begin{bmatrix} R_1 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & R_2 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & 0 & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & R_1 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & R_2 \end{bmatrix}_{n_y \times n_y}$$

مدل غیرخطی به ترتیب 92.22% ، 91.94% ، 90.62% و 89.32% و 91.64% مطابقت دارند.

هدف از کنترل موتور توربو فن در این مقاله، این است که تغییر در سرعت فن (N_1) ایجاد شود در حالی که ورودی‌ها (یعنی جریان سوخت (W_f) و شیر متغیر بیلید (VBV)) و 5 خروجی دیگر (سرعت هسته (N_2))، توربین فشار بالا (T_{45})، فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا (P_{S3})، حاشیه استال کمپرسور فشار بالا ($HPC-SM$) و نسبت سوخت به فشار خروجی کمپرسور فشار بالا ($\frac{W_f}{P_{S3}}$) در محدوده قابل قبولی باقی بمانند.

با توجه به این الزامات، یک کنترل‌کننده پیش‌بین مقید چند متغیره طراحی شده است که شامل مدل پیش‌بینی خطی و بهینه‌سازی آنلاین است. بدیهی است، در مورد بدون قید، تنها یک ورودی کنترل (W_f) برای کنترل یک خروجی کافی است. هنگامی که محدودیت‌ها مورد توجه قرار می‌گیرند، درجه آزادی اضافه‌شده در ورودی کنترل (VBV) امکان تنظیمات هم‌زمان و حفاظت از محدودیت‌ها را بهبود می‌بخشد.

برای کنترل صنعتی معمول، خروجی‌ها نیاز به کنترل و همچنین اعمال بعضی محدودیت‌ها دارند که با استفاده از MPC این امر امکان‌پذیر است. برای موتور توربو فن، یک خروجی باید کنترل و بعضی خروجی‌ها فقط باید محدود شوند.

۴- الگوریتم MPC به کار گرفته شده

به منظور طراحی کنترل‌کننده MPC پس از خطی‌سازی در نقطه مورد نظر، معادله فضای حالت پیوسته به دست آمده است که همانند معادله ۴ و ۵ است:

$$\dot{x} = Ax + Bx \quad (4)$$

$$y = Cx + Du \quad (5)$$

پس از گسسته‌سازی معادله فضای حالت فرم زیر را به دست می‌آورد:

$$x(k+1) = A_d x(k) + B_d u(k) \quad (6)$$

$$y(k) = Cx(k) + Du(k) \quad (7)$$

که در آن، ماتریس‌های A_d و B_d به صورت زیر تعیین می‌شوند:

$$A_d = e^{AT_s} \quad (8)$$

$$B_d = \int_0^{T_s} e^{As} B ds \quad (9)$$

$$\bar{d}_y(k) = \begin{bmatrix} \bar{Y} \\ \bar{Y} \\ \vdots \\ \bar{Y} \end{bmatrix} - Px_a(k), \quad (24)$$

$$\underline{d}_y(k) = - \begin{bmatrix} \underline{Y} \\ \underline{Y} \\ \vdots \\ \underline{Y} \end{bmatrix} + Px_a(k)$$

که در آن، I ماتریس واحد و m تعداد ورودی‌هاست که در اینجا برابر با ۲ است.

این مسئله بهینه‌سازی محدودیت، یک تابع چندجمله‌ای را تشکیل می‌دهد که برای آن روال‌های کارآمد راه حل عددی وجود دارد. افق پیش‌بینی n_y ، افق کنترلی n_u و ماتریس وزن کنترلی R، پارامترهای کلیدی هستند که عمدتاً بر پاسخ دینامیک تأثیر می‌گذارند [۱].

۴-۱- روش اصلاح بازخورد^۱

عدم تطابق بین داده‌های خروجی واقعی و داده‌های پیش‌بینی شده از مدل خطی، باعث می‌شود کنترل‌کننده به‌درستی عمل نکند و باعث ایجاد پاسخ غیر مطلوب شود.

خروجی‌های پیش‌بینی از آخرین خروجی اندازه‌گیری شده استفاده نمی‌کنند در نتیجه تأثیرات عدم دقت در مدل و اغتشاش‌های اندازه‌گیری نشده باعث اشتباه در مقادیر پیش‌بینی می‌شود. به هر حال دقت در پیش‌بینی می‌تواند با به‌کارگیری آخرین مقدار اندازه‌گیری شده ارتقا یابد. به‌عنوان مثال شکل ۱۱ تأثیر روش اصلاح بازخورد را برای خروجی P_{S3} نشان می‌دهد و همان‌طور که مشخص است عدم تطبیق بین مدل خطی کنترل‌کننده و مدل غیرخطی سامانه باعث می‌شود پاسخ خروجی مورد نظر از مقدار محدودیت خود تجاوز کند.

این روش توسط کین [۲۸] برای مدل پاسخ پله استفاده شده است و پس از آن ژانگ، لی و همکاران و سیمکوف و همکاران [۲۹-۳۱] برای مدل فضای حالت از این روش استفاده کرده‌اند؛ که در این روش بایاس $b(k+j)$ به مقدار پیش‌بینی اضافه می‌شود و مقدار پیش‌بینی تصحیح شده (Prediction Corrected) $\hat{y}(k+j)$ همانند زیر تعریف می‌شود:

$$\hat{y}(k+j) = \hat{y}(k+j) + b(k+j) \quad (25)$$

که در آن، $e(k) = r(k) - \hat{y}(k)$ که r سیگنال مرجع است و R ماتریس وزنی در تابع بهینه‌سازی است. قسمت اول معادله ۱۷ در معادله ۱۸ آورده شده است.

$$\sum_{i=1}^{n_y} e(k+i)^T e(k+i) = [r - Px_a(k) - H\Delta\hat{u}]^T [r - Px_a(k) - H\Delta\hat{u}] \quad (18)$$

با گسترش معادله ۱۷ تابع هدف به‌صورت زیر خواهد شد:

$$J' = (\Delta\hat{u})^T [H^T H + RI] \Delta\hat{u} + 2[x_a^T P^T H - r^T H] \Delta\hat{u} \quad (19)$$

اکنون فرض کنید که ورودی کنترل و مجموعه‌ای از خروجی‌ها باید همواره در محدوده‌های مقید باقی بمانند. رابطه محدودیت‌ها همانند زیر است:

$$\underline{U} \leq u(k+i) \leq \bar{U} \text{ for } i = 0, 1, \dots, n_u - 1 \quad (20)$$

$$\underline{Y} \leq y(k+i) \leq \bar{Y} \text{ for } i = 1, \dots, n_y$$

در اینجا، \bar{U} ، \underline{U} ، \bar{Y} و \underline{Y} بردارهایی هستند که شامل کران‌هایی برای کانال‌های ورودی و خروجی هستند.

ورودی و خروجی را اکنون می‌توان در یک نابرابری تنها روی $\Delta\hat{u}$ ترکیب کرد که منجر به مسئله بهینه‌سازی زیر می‌شود:

کمینه کردن $\Delta\hat{u}$

$$J' = (\Delta\hat{u})^T [H^T H + RI] \Delta\hat{u} + 2[x_a^T P^T H - r^T H] \Delta\hat{u}$$

$$M\Delta\hat{u} \leq d(k)$$

M و d(k) به این صورت تعریف می‌شوند:

$$M = \begin{bmatrix} C_c \\ -C_c \\ H \\ -H \end{bmatrix}, \quad d = \begin{bmatrix} \bar{d}_y(k) \\ \underline{d}_y(k) \\ \bar{d}_u(k) \\ \underline{d}_u(k) \end{bmatrix} \quad (21)$$

که در آن، بردارهای C_c ، $\bar{d}_u(k)$ ، $\underline{d}_u(k)$ ، $\bar{d}_y(k)$ و $\underline{d}_y(k)$ این‌گونه تعریف شده‌اند:

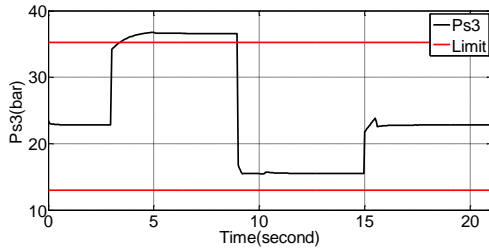
$$C_c = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & \dots \\ I & I & 0 & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ I & I & I & \dots \end{bmatrix}_{m*n_u \times m*n_u} \quad (22)$$

$$\bar{d}_u(k) = \begin{bmatrix} I \\ I \\ \vdots \\ I \end{bmatrix} (\bar{U} - u(k-1)), \quad (23)$$

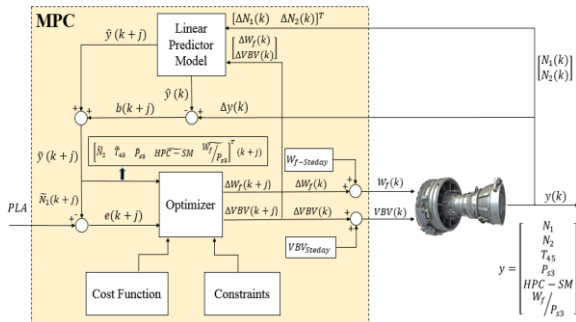
$$\underline{d}_u(k) = - \begin{bmatrix} I \\ I \\ \vdots \\ I \end{bmatrix} (\underline{U} - u(k-1))$$

¹ Feedback Correction

که در آن، n تعداد خروجی‌ها است و مقادیر k نیز از سعی و خطا به دست می‌آید. شکل ۱۲ نمایی از کنترل کننده MPC مورد استفاده در این مقاله برای کنترل موتور توربوفن را نشان می‌دهد.



شکل (۱۱): پاسخ خروجی P_{s3} با کنترل کننده MPC بدون اصلاح بازخورد.



شکل (۱۲): نمایی از کنترل کننده MPC برای کنترل موتور توربوفن.

۵- تأثیر پارامترهای کلیدی در کنترل پیش‌بین مدل

از آنجا که سه پارامتر کلیدی (λ , n_u , n_y) در تابع هزینه به طور مستقیم بر عملکرد کنترل تأثیر می‌گذارند، بدون شک انتخاب آن‌ها بسیار مهم است. پارامترهای n_u و n_y اعداد صحیح مثبت هستند و باید n_y بزرگ‌تر از n_u باشد. در نظر گرفته شده است. در واقع، هرچه n_y بزرگ‌تر باشد، به کنترل افق بی‌نهایت همگرا می‌شود که به معنی پایداری است و هرچه n_u کوچک‌تر باشد باعث می‌شود زمان محاسبه کوتاه‌تر شود. با این حال، تأثیرات پاسخ دینامیکی آن‌ها به طور مستقیم از تجزیه و تحلیل نظری حاصل نمی‌شود. برای به دست آمدن نتایج قابل اعتماد باید آزمون شبیه‌سازی بیشتری انجام شود.

به عبارتی دیگر، $\hat{y}(k+j)$ به عنوان پیش‌بینی تصحیح‌نشده (Uncorrected Prediction) شناخته می‌شود. به طور کلی به این روش اصلاح بازخورد می‌گویند که در آن، $b(k+j)$ برابر با اختلاف بین آخرین اندازه‌گیری شده و مقدار پیش‌بینی شده $\hat{y}(k)$ متناظر با آن است:

$$b(k+j) = y(k) - \hat{y}(k) \quad (26)$$

این اختلاف همچنین به عنوان مقدار باقی‌مانده یا یک اغتشاش تخمین زده شده شناخته می‌شود.

در معادله ۲۶، $\hat{y}(k)$ پیش‌بینی یک گام جلوتر در لحظه $k-1$ است. در واقع معادل این است که فرض می‌شود که یک اغتشاش در فرایند به خروجی اضافه می‌شود و مقدار آن برای $n_y, \dots, 2, 1$ ثابت است. بنابراین، مقدار اغتشاش فرضی اضافه شده برابر با $y(k) - \hat{y}(k)$ است. با جایگذاری، مقدار خروجی پیش‌بینی شده تصحیح شده برابر است با:

$$\tilde{y}(k+j) = \hat{y}(k+j) + [y(k) - \hat{y}(k)] \quad (27)$$

در نتیجه مقدار خروجی پیش‌بینی برابر می‌شود با:

$$\tilde{y}(k+j) = Px_a(k) + H\Delta u(k) + (b(k) \times K) \quad (28)$$

که در آن K به عنوان ضریب تصحیح (Correction Coefficient) شناخته می‌شود که ماتریس تکرارشونده با مقدار k_1 تا k_n با ابعاد $1 \times n_y$ است. که به این ترتیب معادلات قیدی و بهینه‌سازی در به دست آوردن سیگنال کنترلی همانند زیر تغییر می‌کند.

$$\bar{d}_y(k) = \begin{bmatrix} \bar{Y} \\ \bar{Y} \\ \vdots \\ \bar{Y} \end{bmatrix} - Px_a(k) - (b(k) \times K) \quad (29)$$

$$\underline{d}_y(k) = - \begin{bmatrix} \bar{Y} \\ \bar{Y} \\ \vdots \\ \bar{Y} \end{bmatrix} + Px_a(k) + (b(k) \times K) \quad (30)$$

$$J' = (\Delta \hat{u})^T [H^T H + R] \Delta \hat{u} + 2[x_a^T P^T H - r^T H + (b \times K)] \Delta \hat{u} \quad (31)$$

که در آن K همانند زیر است:

$$K = \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \\ \vdots \\ k_n \\ k_1 \\ \vdots \\ k_n \end{bmatrix}_{n_y \times 1}$$

افزایش λ زمان رسیدن به پاسخ افزایش می‌یابد. با توجه به اینکه هرچه پاسخ سریع‌تر باشد بهتر است ولی اگر λ کوچک باشد ورودی کنترلی را تحت تأثیر قرار می‌دهد و همان‌طور که از شکل ۱۴ مشخص است مقدار مصرف سوخت افزایش می‌یابد.

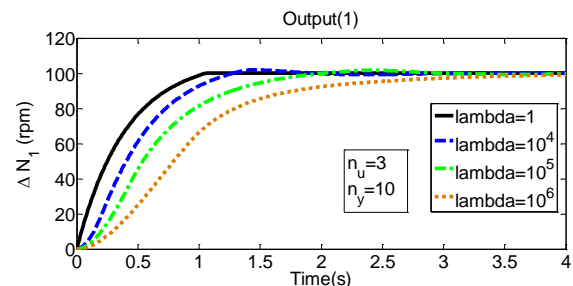
شکل ۱۵ اثر تغییر n_y را برای مقادیر ثابت $n_u = 3$ و $\lambda = 10^3$ در سرعت فن نشان می‌دهد. از این نمودار نتیجه‌گیری می‌شود که با افزایش n_y زمان پاسخ افزایش می‌یابد. علیرغم این واقعیت که هرچه n_y کوچک‌تر باشد برای رسیدن به پاسخ بهتر است، ولی همانند شکل ۱۴ مقدار مصرف سوخت افزایش می‌یابد و همچنین بسیاری از مراجع نشان داده‌اند که هرچه افق پیش‌بینی (n_y) بیشتر باشد باعث پایداری بیشتر می‌شود و از طرف دیگر باعث افزایش زمان محاسبات می‌شود. بنابراین، مقدار n_y باید متوسط انتخاب شود.

اثر تغییر n_u برای مقادیر ثابت $n_y = 20$ و $\lambda = 10^3$ در سرعت فن در شکل ۱۶ نشان داده شده است. این شکل نشان می‌دهد که با افزایش n_u ، پاسخ بهبود می‌یابد اما در n_u های بیشتر از مقدار ۵ تغییر چندانی در پاسخ مشاهده نمی‌شود. از آنجایی که، هرچه مقدار افق کنترل بیشتر باشد مقدار مصرف سوخت و زمان لازم برای حل مسئله بهینه‌سازی افزایش می‌یابد بنابراین، مقدار آن باید یک انتخاب مناسب بین زمان محاسبه و پاسخ خروجی باشد.

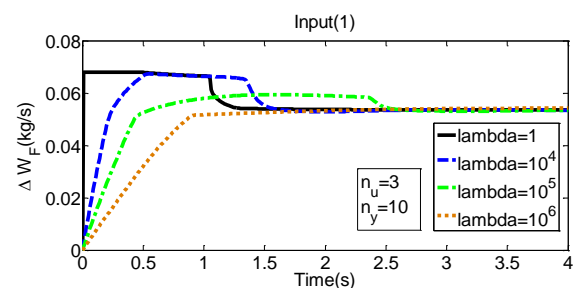
۶- کنترل کننده Min-Max برای موتور توربوفن

این استراتژی شامل تعدادی حلقه کنترلی است تا محدودیت‌های کنترلی موتور را برآورده سازد. ورودی این استراتژی موقعیت فرمان خلبان، فشار و سرعت شفت‌های اندازه‌گیری شده توسط حسگرها می‌باشد و خروجی آن جریان سوخت اعمالی به موتور است. از طرف دیگر سوخت حالت پایا توسط جدولی بر اساس سرعت فن و نقاط کاری حالت پایا به دست می‌آید. اگر موتور از حالت پایا خارج شود که معمولاً به خاطر تغییر موقعیت فرمان خلبان است، دیگر حلقه‌های کنترلی فعال خواهند شد. این حلقه‌ها موتور را در مقابل فرارفت سرعت، دما، فشار، خاموشی شعله در محفظه احتراق و پدیده‌هایی نظیر سرج و استال بیمه می‌کند. در هر یک از این حلقه‌ها یک کنترل کننده تناسبی برای تنظیم

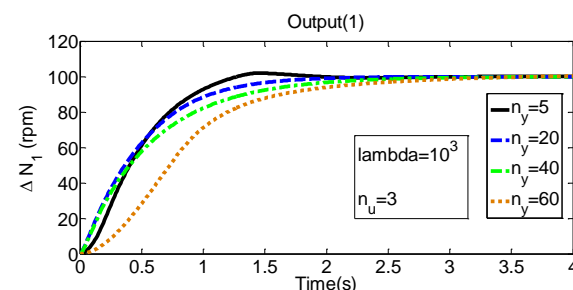
در این قسمت برای تقاضای افزایش ۱۰۰ rpm، پارامترهای کلیدی، در شکل‌های (۱۶-۱۳) مورد بررسی قرار گرفته‌اند.



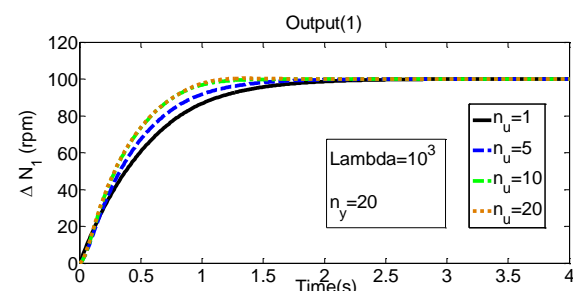
شکل (۱۳): تأثیر پارامتر λ در پاسخ سرعت فن.



شکل (۱۴): تأثیر پارامتر λ در پاسخ ورودی دبی سوخت.



شکل (۱۵): تأثیر پارامتر n_y در پاسخ سرعت فن.



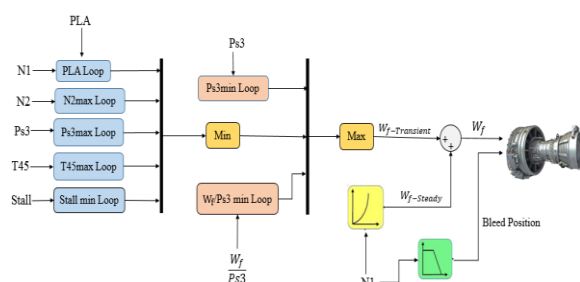
شکل (۱۶): تأثیر پارامتر n_u در پاسخ سرعت فن.

شکل ۱۳ اثر تغییر λ را برای مقادیر $n_u = 3$ و $n_y = 10$ در سرعت فن نشان می‌دهد. مشاهده شده است که با

سوخت نهایی اعمالی به موتور، مجموع سوخت محاسبه شده توسط این دو کنترل کننده است و در هر لحظه، توسط رابطه زیر محاسبه می شود؛

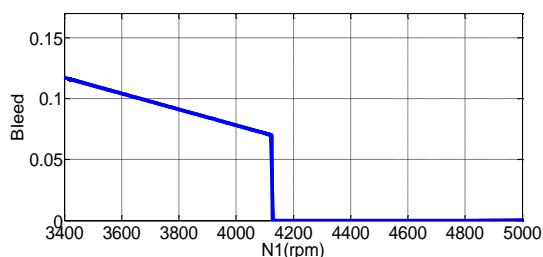
$$W_{f-Total} = W_{f-Transient} + W_{f-Steady} \quad (۳۳)$$

سامانه بیلید درصدی از میزان هوا هسته را به کنارگذر تخلیه می کند و با افزایش میزان هوای ورودی به کمپرسور فشار پایین از وقوع سرج و استال در آن جلوگیری می کند. عملکرد این سامانه کنترل به طور معمول بر اساس جدول ارجاعی بر حسب دور هسته یا دور فن است که خروجی آن میزان هوای بیلید شده از هسته می باشد. سامانه بیلید در این کنترل کننده به صورت برنامه ریزی از قبل تعیین شده بر حسب دور فن کنترل می شود. این الگوریتم کنترل، به صورت حلقه باز میزان هوای بیلید را تنظیم می کند. شکل ۱۷ نمایی از کنترل Min-Max با سامانه بیلید را نشان می دهد. برنامه زمان بندی میزان هوای بیلید بر حسب دور فن در شکل ۱۸ آورده شده است که شبیه به زمان بندی سامانه VBV شرکت سازنده CFM56 است [۱].



شکل (۱۷): نمایی از کنترل سوخت با کنترل کننده

Min-Max به همراه بیلید



شکل (۱۸): VBV بر حسب دور فن.

۷- مقایسه عملکرد کنترل کننده MPC و Min-Max

برای مقایسه نتایج شبیه سازی این کنترل کننده، سیگنال مرجع از مقدار حالت پایا در مرحله (۱) و بازه زمانی ۳ تا ۹

جریان سوخت تعبیه شده است که به ضرایب کنترل کننده سوخت مین-ماکس معروفاند [۶].

در تحقیق حاضر هفت حلقه کنترلی برای محاسبه سوخت حالت گذرا در نظر گرفته شده است تا علاوه بر تأمین سوخت، محدودیت های مختلف عملکردی موتور را در عملکرد حالت گذرا کنترل کنند.

۱- حلقه کنترلی فرمان خلبان: این حلقه وظیفه دارد، سوخت لازم برای اجرای فرمان خلبان را مهیا کند این حلقه، اصلی ترین حلقه تأمین جریان سوخت در عملکرد حالت گذرای موتور است.

۲- حلقه بیشینه سرعت شفت: این حلقه برای جلوگیری فرارفت سرعت از حد مجاز آن ایجاد می شود تا مانع شکست و خرابی در اجزای دوار موتور شود.

۳- حلقه بیشینه فشار خروجی کمپرسور: این حلقه موظف است از فرارفت فشار خروجی کمپرسور از حد مجاز آن جلوگیری کند.

۴- حلقه بیشینه دمای خروجی توربین: این حلقه موظف است از فرارفت دمای خروجی توربین از حد مجاز آن جلوگیری کند.

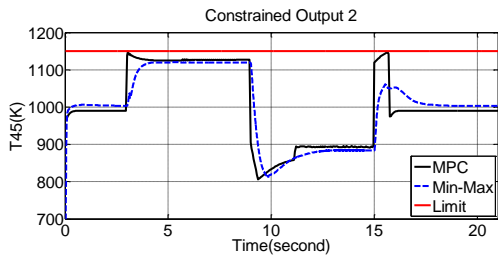
۵- حلقه کمینه حاشیه استال کمپرسور: این حلقه مانع از وقوع سرج و استال در عملکرد حالت گذرای موتور می شود.

۶- حلقه کمینه فشار خروجی کمپرسور: این حلقه موظف است از کاهش فشار خروجی کمپرسور از حد مجاز آن جلوگیری کند.

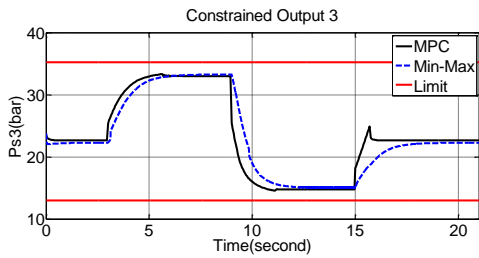
۷- حلقه کمینه نسبت سوخت به فشار خروجی کمپرسور: این حلقه مانع از خاموش شدن شعله در محفظه احتراق، هنگام کاهش رانش در عملکرد حالت گذرای موتور می شود.

در عملکرد حالت گذرای موتور بسته به نقطه عملکردی موتور، یکی از حلقه ها فعال شده و کار تأمین سوخت موتور را بر عهده می گیرد. انتخاب حلقه مناسب بر عهده راهبرد الگوریتم Min-Max است با توجه به کنترل کننده طراحی شده در این تحقیق، این راهبرد از الگوریتم منطقی رابطه زیر برای انتخاب حلقه ها بهره می گیرد؛

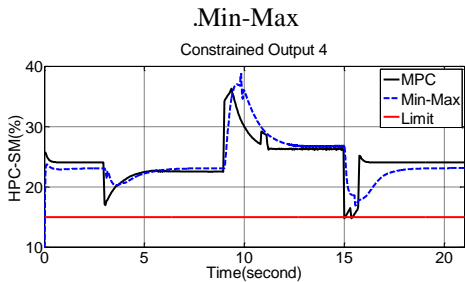
$$W_{f-Transient} = \max \left(\min \left(W_{f-PLA}, W_{f-Nmax}, W_{f-Ps3max}, W_{f-T45max}, W_{f-Stall\ min}, W_{f-Ps3min}, W_{f-\left(\frac{W_f}{Ps3}\right)min} \right) \right), \quad (۳۲)$$



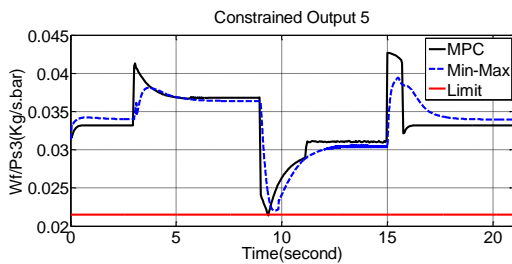
شکل (۲۱): پاسخ خروجی T_{45} با کنترل کننده MPC و Min-Max.



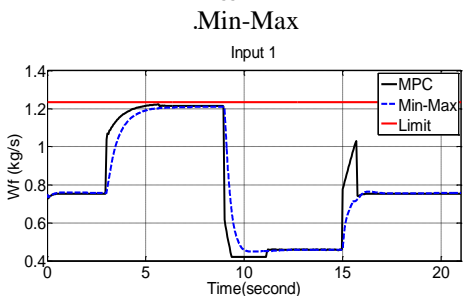
شکل (۲۲): پاسخ خروجی P_{s3} با کنترل کننده MPC و Min-Max.



شکل (۲۳): پاسخ خروجی HPC - SM با کنترل کننده MPC و Min-Max.



شکل (۲۴): پاسخ خروجی $\frac{W_f}{P_{s3}}$ با کنترل کننده MPC و Min-Max.



شکل (۲۵): پاسخ ورودی W_f با کنترل کننده MPC و Min-Max.

ثانیه به اندازه ۷۰۰ rpm افزایش، سپس در مرحله (۲) و بازه زمانی ۹ تا ۱۵ ثانیه به اندازه ۱۴۰۰ rpm کاهش می‌یابد و بعد از آن در مرحله (۳) و بازه ۱۵ تا ۲۱ ثانیه ۷۰۰ rpm زیاد می‌شود. هدف از کنترل موتور توربو فن این است که تغییر در سرعت فن (N_1) ایجاد شود در حالی که ورودی‌ها و پنج خروجی دیگر در محدوده تعریف شده باقی بمانند. کران‌های مجاز برای ورودی‌ها و خروجی‌های کنترلی به صورت زیر است:

$$W_f \leq 1.23 \text{ kg/s} \text{ و } 0 \leq \text{VBV} \leq 0.14$$

$$N_2 \leq 14460 \text{ و } T_{45} \leq 1150\text{K} \text{ و } 13 \text{ bar} \leq P_{s3} \leq 34 \text{ bar} \text{ و}$$

$$15\% \leq \text{SmHPC} \text{ و } 0.022 \leq \frac{W_f}{P_{s3}}$$

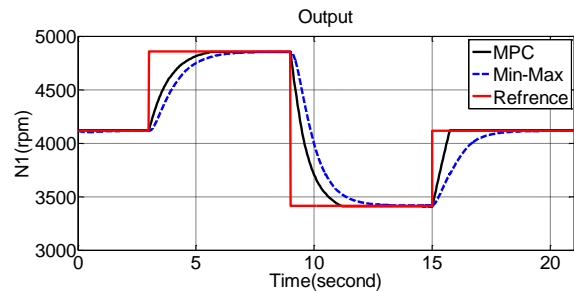
در کنترل کننده MPC از $n_u = 3$ و $n_y = 10$

ماتریس R زیر استفاده می‌شود.

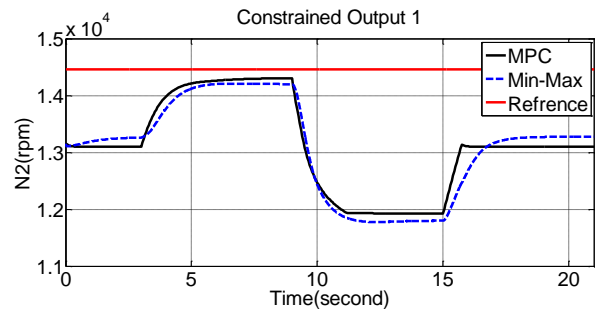
$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & 0 & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & 10 \end{bmatrix}_{2n_u \times 2n_u}$$

نتایج خروجی کنترل کننده MPC با کنترل کننده Min-

Max در شکل‌های (۱۹-۳۰) مقایسه شده‌اند.



شکل (۱۹): پاسخ خروجی N_1 با کنترل کننده MPC و Min-Max.



شکل (۲۰): پاسخ خروجی N_2 با کنترل کننده MPC و Min-Max.

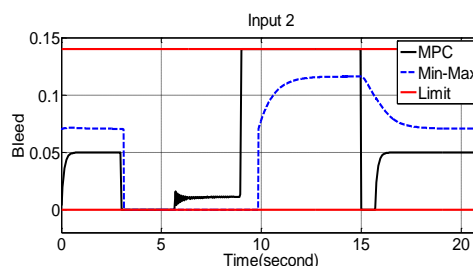
نتیجه ارائه شده در شکل ۱۹ مقایسه سرعت فن توسط دو کنترل کننده MPC و Min-Max را برای مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن نشان می‌دهد. این نمودار به وضوح نشان می‌دهد که پاسخ دینامیکی سرعت فن با استفاده از کنترل کننده MPC به طور قابل توجهی بهبود یافته است و برای یک تغییر بزرگ سیگنال مرجع، پاسخ سریع و بدون فراجهش به دست آمده است. این امر به این دلیل است که روش MPC یک روش مبتنی بر مدل برای انتخاب یک توالی کنترل بهینه به منظور دستیابی به حداقل خطای احتمالی است.

شکل ۲۰ مقایسه سرعت هسته توسط دو کنترل کننده MPC و Min-Max را برای مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن نشان می‌دهد. در این نمودار نیز سرعت کنترل کننده MPC بالاتر از کنترل کننده Min-Max است و در حالت پایا به دلیل اینکه درجه بیلید در حالت شبیه سازی با Min-Max از حالت شبیه سازی با MPC بیشتر باز است سرعت هسته بیشتر است و در حالت شتاب گیری منفی عکس این حالت اتفاق می‌افتد.

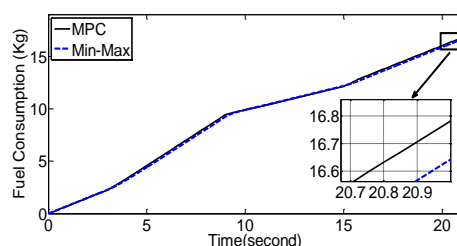
شکل ۲۱ مقایسه دمای خروجی از توربین توسط دو کنترل کننده MPC و Min-Max را برای مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن نشان می‌دهد. در این شکل کنترل کننده Min-Max رفتار نرم تری را نسبت به MPC از خود نشان می‌دهد.

شکل ۲۲ مقایسه فشار خروجی از کمپرسور فشار بالا توسط دو کنترل کننده MPC و Min-Max را برای مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن نشان می‌دهد. دینامیک فشار به اندازه دینامیک دما سریع نیست و لذا فراجهشی در پاسخ آن وجود ندارد و در هر دو کنترل کننده محدودیت رعایت می‌شود و کنترل کننده‌ها به خوبی عمل می‌کنند.

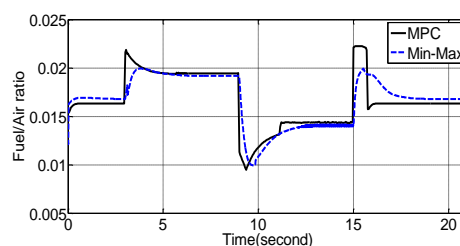
شکل ۲۳ مقایسه حاشیه استال کمپرسور فشار بالا توسط دو کنترل کننده MPC و Min-Max را برای مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن نشان می‌دهد. در این شکل نیز کنترل کننده Min-Max رفتار نرم تری را نسبت به MPC از خود نشان می‌دهد. ولی به دلیل اینکه، بیشینه عملکرد موتور در نزدیکی خط سرج اتفاق می‌افتد هنگام استفاده از



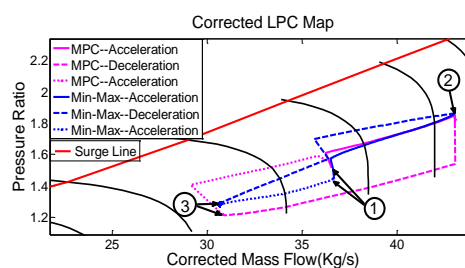
شکل (۲۶): پاسخ ورودی VBV با کنترل کننده MPC و Min-Max.



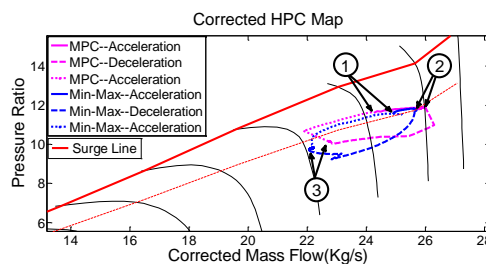
شکل (۲۷): میزان مصرف سوخت با کنترل کننده MPC و Min-Max.



شکل (۲۸): نسبت سوخت به هوا با کنترل کننده MPC و Min-Max.



شکل (۲۹): نقشه LPC با کنترل کننده MPC و Min-Max.



شکل (۳۰): نقشه HPC با کنترل کننده MPC و Min-Max.

باز است و سپس تا رسیدن به سرعت بیشینه بسته می‌شوند و عملکرد شبیه به یکدیگر را دارند (مسیر ۱-۲) در روش MPC به دلیل این که در همان ابتدای کاهش سرعت (مسیر ۲-۳)، دریچه بیلید تا مقدار بیشینه خود باز می‌شود و منحنی از همان ابتدا به سرعت از خط سرج دور می‌شود ولی در روش Min-Max در ابتدا بیلید بسته است و منحنی به خط سرج نزدیک می‌شود و سپس بیلید در ۸۲ درصد دور فن باز می‌شود و ناگهان از خط سرج دور می‌شود و پس از رسیدن به نقطه کمینه سرعت، در هنگام شتاب گیری مجدد (مسیر ۳-۱) برای رسیدن به سرعت اولیه در منحنی مشخصه روش Min-Max نسبت به روش MPC از خط سرج دورتر است زیرا با توجه به شکل ۲۶، بیلید در روش MPC در لحظه شتاب گیری مجدد بسته می‌شود.

با توجه به منحنی مشخصه کمپرسور فشار بالا (شکل ۳۰)، بیلید هوا از دو کمپرسور در هر دو روش تقریباً عملکرد مشابهی برای دوری از حالت سرج نسبت به هم دارند. چرا که بیلید هوا میزان هوای ورودی به این کمپرسور تغییر چندانی ایجاد نمی‌کند؛ زیرا در شرایط عملکرد با بیلید میزان هوای عبوری از کمپرسور فشار پایین افزایش می‌یابد؛ اما باید به این نکته توجه داشت که مقدار هوای ورودی به موتور افزایش نیافته است بلکه میزان هوای جریان کنارگذر کاسته می‌شود و این هوای کاسته شده صرفاً بعد از عبور از کمپرسور فشار پایین توسط دریچه‌های بیلید به جریان کنارگذر منتقل می‌شود؛ یعنی هوای اضافه شده وارد هسته موتور نمی‌شود و هوای خروجی از کنارگذر تغییر محسوسی نمی‌کند ولی به صورت جزئی افزایش پیدا می‌کند که مربوط به همان کاهش جزئی هوای ورودی به کمپرسور فشار بالاست. البته با توجه به منحنی N_2 در روش Min-Max نسبت به روش MPC به جز در حالت پایا مقدار دور N_2 کمتر است و چون منحنی مشخصه کمپرسور فشار بالا بر اساس دور N_2 است تفاوت‌های منحنی‌های این دو روش در شکل مشخص است.

در نتیجه در عملکرد با بیلید نسبت فشار کمپرسور فشار پایین کاسته می‌شود و نسبت فشار کمپرسور فشار بالا افزایش می‌یابد که با این عمل، تطبیق بین دو کمپرسور فشار بالا و پایین افزایش یافته و همگرایی دو کمپرسور را افزایش می‌دهد و نسبت فشار کلی موتور مقدار بسیار کمی

کنترل کننده MPC موتور عملکرد بهتری نسبت به حالت استفاده از کنترل کننده Min-Max را داشته است.

شکل ۲۴ مقایسه نسبت سوخت به فشار خروجی از کمپرسور توسط دو کنترل کننده MPC و Min-Max را برای مدل ترمودینامیکی موتور توربو فن نشان می‌دهد. در این شکل نیز کنترل کننده Min-Max رفتار نرم‌تری را نسبت به MPC از خود نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود در شرایط شتاب گیری منفی یا به عبارتی دیگر کاهش سرعت، احتمال خاموشی شعله در کنترل کننده Min-Max کمتر از کنترل کننده MPC است ولی سرعت رسیدن به سیگنال مرجع کمتر است گرچه در MPC نیز از مقدار محدودیت خود تجاوز نمی‌کند و به خوبی کنترل می‌شود.

شکل ۲۵ مقایسه دبی سوخت توسط دو کنترل کننده MPC و Min-Max را برای مدل ترمودینامیکی موتور توربو فن نشان می‌دهد. با توجه به شکل، دبی سوخت ورودی به موتور توربو فن در هر دو کنترل کننده در محدوده قابل قبولی قرار گرفته است و همچنین با توجه به ویژگی کنترل پیش‌بین مدل، سیگنال سوخت به دست آمده از این کنترل کننده، یک سیگنال سوخت بهینه نسبت به کنترل کننده Min-Max می‌باشد. در کنترل کننده MPC هنگام شتاب گیری آخر (مسیر ۳-۱) به دلیل دور بودن محدودیت دبی سوخت، سیگنال سوخت به سرعت افزایش می‌یابد و پاسخ سرعت فن (شکل ۱۹) بسیار سریع‌تر از حالت کنترل کننده Min-Max است.

در شکل ۲۶ ورودی بیلید نسبت به زمان را نشان می‌دهد که در روش Min-Max، بیلید به صورت حلقه باز و بر اساس دور فن وارد می‌شود در حالی که در MPC بیلید به صورت متغیر کنترلی همانند سوخت است و بین صفر و ۰.۱۴ محدود شده است. همان‌طور که از شکل ۲۷ و ۲۸ مشخص است میزان مصرف سوخت در روش MPC بیشتر است چراکه در هنگام شتاب گیری نسبت سوخت به هوا در آن نسبت به روش Min-Max بیشتر است.

همان‌طور که از منحنی مشخصه کمپرسور فشار پایین (شکل ۲۹) قابل دریافت است بیلید هوا از بین دو کمپرسور عملکرد پایدار کمپرسور فشار پایین را به همراه دارد. در این منحنی در هنگام شتاب گیری برای هر دو روش، ابتدا بیلید

کنترل سوخت موتور توربوفن، طراحی و پس از آن متغیر ورودی بیلید با استفاده از نمودار زمان بندی میزان بیلید به مدل موتور وارد شد و با نتایج کنترل کننده MPC مقایسه گردید. همچنین در این تحقیق چندین قید بحرانی موتور (قید سرج کمپرسور، قید خاموش شدن شعله، قید بیشینه فشار کمپرسور و...) به صورت هم زمان به کار گرفته شد.

این تحقیق نشان می دهد که کنترل پیش مدل چند متغیره بر اساس مدل فضای حالت خطی، عملکرد مناسبی را برای ردیابی سیگنال مرجع در حضور تمام محدودیت های موتور، نشان می دهد و در عین حال بیشینه عملکرد موتور نیز حاصل می شود. با توجه به عملکرد کنترل پیش بین مدل طراحی شده در نزدیکی محدودیت ها، موتور توربوفن مورد نظر به همراه این کنترل کننده، عملکرد مناسب تری نسبت به استفاده از کنترل کننده Min-Max دارد و همچنین سرعت رسیدن به پاسخ نهایی سامانه در کنترل پیش بین مدل طراحی شده، نسبت به کنترل کننده Min-Max، بیشتر است. همچنین با توجه به نتایج منحنی های عملکردی کمپرسور نتیجه می شود که با فعال شدن سامانه بیلید بین دو کمپرسور میزان جریان هوای عبوری از کمپرسور فشار پایین افزایش می یابد با انجام این کار حاشیه سرج در این کمپرسور افزایش یافته و عملکرد گذرا بدون وقوع سرج خواهد بود. از طرفی با انتقال هوای عبور کننده از کمپرسور فشار پایین به جریان کنارگذر به وسیله دریچه های سامانه بیلید از میزان تولید رانش کاسته نشده است.

۹- مراجع

1. Richter, H. "Advanced Control of Turbofan Engines", Springer, New York, United States, 2012.
2. Thompson, A., Hacker, J., and Cao, C. "Adaptive Engine Control in the Presence of Output limits", Aerosp. Int. Conf., Atlanta, United States, 2010.
3. Nathan, G. "Intelligent Engine Systems-Adaptive Control", NASA/CR-215240, 2008.
4. May, R. D. and Garg, S. "Reducing Conservatism in Aircraft Engine Response Using Conditionally Active Min-Max Limit

کاهش می یابد ولی تغییر محسوسی نمی کند و عملکرد بدون سرج را در کمپرسور فشار پایین تضمین می دهد.

مشخصات زمان پاسخ MPC و کنترل کننده Min-Max برای هر سه مرحله تغییر سیگنال مرجع و همچنین زمان محاسبه در جدول ۱ بر حسب ثانیه ارائه شده است. همان طور که در جدول ۱ نشان داده شده است، MPC به طور قابل ملاحظه ای زمان خیز (Rise Time) و زمان نشست (Settling Time) کمتری در هر سه مرحله در مقایسه با Min-Max دارد. بنابراین، MPC پاسخ سریع تر موتور نسبت به Min-Max را فراهم و همچنین محدودیت ها را تضمین می کند. از طرف دیگر زمان محاسبه در MPC بیشتر از Min-Max است و با توجه به بار محاسباتی سنگین MPC، اجرای زمان واقعی این الگوریتم چالش برانگیز است و انتخاب پارامترهای طراحی MPC بسیار مهم است گرچه امروزه با پیشرفت علم و وجود سخت افزارهای قوی این مشکل قابل حل است.

جدول (۱): مقایسه مشخصات پاسخ MPC و Min-Max

	مرحله ۱ (۳ تا ۹ ثانیه)		مرحله ۲ (۹ تا ۱۵ ثانیه)		مرحله ۳ (۱۵ تا ۲۱ ثانیه)	
	MPC	Min-Max	MPC	Min-Max	MPC	Min-Max
زمان خیز	۱/۱۰	۱/۳۱	۱/۲۴	۱/۵۶	۰/۴۸	۱/۰۴
زمان نشست	۱/۵۳	۲/۴۱	۱/۶۸	۲/۷۳	۰/۶۶	۱/۹۴
زمان محاسبه	MPC		Min-Max			
	۲/۱		۰/۶			

۸- نتیجه گیری

در این مقاله، طراحی و شبیه سازی کنترل پیش بین مدل برای کنترل یک موتور توربوفن انجام شد. در همین راستا، در ابتدا طراحی الگوریتم کنترل پیش بین مدل چند متغیره برای موتور توربوفن که شامل معادلات کنترل پیش بین مدل برای موتور با دو متغیر کنترلی سوخت و بیلید است انجام شد و روش اصلاح بازخورد برای اصلاح اختلاف مدل خطی کنترل کننده و مدل غیرخطی موتور و بهبود این کنترل کننده به کار گرفته شد. سپس جهت مقایسه و تحلیل نتایج کنترل کننده MPC، کنترل کننده Min-Max برای

16. Decastro, J. A. "Rate-Based Model Predictive Control of Turbofan Engine Clearance", *Propul. Power Res.*, Vol. 23, pp. 804-813, 2007.
17. Diwanji, V., Godbole, A., and Waghode, N., "Nonlinear Model Predictive Control For Thrust Tracking of a Gas Turbine", *Int. Conf. Ind. Technol.*, Melbourne, Australia, 2006.
18. Brunell, B. J., Viassolo, D. E., Prasanth R., "Model Adaptation And Nonlinear Model Predictive Control Of An Aircraft Engine", *Proc. Turbo. Expo*, Vienna, Austria, 2004.
19. Aly, M. B. and Atia, A. I. "Neural Modeling And Predictive Control of a Small Turbojet Engine(SR-30)", *Int. Energy. Eng. Conf.* Atlanta, United State, 2012.
20. Saluru, C. D., Yedavalli, R. K., and Belapurkar, R. K. "Active Fault Tolerant Model Predictive Control of a Turbofan Engine Using C-Mapss40k", *Annu. Dyn. Syst. Control Conf.*, Florida, United State, 2012.
21. Du, X., Guo, Y., and Sun, H. "An Adaptive Model Predictive Controller for Turbofan Engine", *Am. J. Eng. Res.*, Vol. 4, No. 12, pp. 170-176, 2015.
22. Seok, J., Kolmanovsky, I., and Girard, A. "Coordinated Model Predictive Control of Aircraft Gas Turbine Engine and Power System", *J. Guid. Control Dyn.*, Vol. 40, No. 10, pp. 2538-2555, 2017.
23. Imani, A. and Montazeri, M. "A Min-Max Multiregulator System with Stability Analysis for Aeroengine Propulsion Control", *ISA Trans.*, Vol. 85, pp. 84-96, 2018.
24. Walsh, P. P. and Fletcher, P. "Gas Turbine Performance", Blackwell Science, U.K., 2004.
25. Kulikov, G. G. and Thompson, H. A. "Dynamic Modelling of Gas Turbines: Identification, Simulation, Condition Monitoring and Optimal Control", Springer; London, U.K., 2004.
26. Kurzke, J. "GasTurb 10: A Program for Gas Turbine Performance Calculations", User's Manual, Germany, 2004.
27. Montazeri-Gh, M. and Rasti Jahromi, A. "Analyzing Different Numerical Linearization Methods for the Dynamic Model of a Turbofan Engine", *Mech. Ind.*, Vol. 20, No. 3, 2019.
28. Qin, S. J. and Badgwell, T. A. "A Survey of Industrial Model Predictive Control Regulators", NASA Glenn Research Center, Cleveland, United States, 2012.
5. Spang, H. A. and Brown, H. "Control of Jet Engines", *Control Eng. Pract.*, Vol. 7, No. 9, pp. 1043-1059, 1999.
6. DeCastro, J. A., Litt, J. S., and Frederick, D. K. "A Modular Aero-Propulsion System Simulation of a Large Commercial Aircraft Engine", *Joint Propul. Conf. Exh.*, Hartford, United States, July, 2008.
7. Jaw, L. C. and Mattingly, J. D. "Aircraft Engine Controls-Design, System Analysis and Health Monitoring", American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA, Virginia, United States, 2009.
8. Litt, J., Frederick, D., and Guo, T. H. "The Case for Intelligent Propulsion Control for Fast Engine Response", *Aerosp. Int. Conf.* Seattle, United States, 2009.
9. Montazeri-Gh, M., Hosseini, S. M., and Imani, A. "Min-Max Controller Design for Double Shaft Unmixed Turbofan Engine's Thermodynamic Model", *Aerosp. Mech. J.*, Vol. 15, No. 2, pp. 17-32, 2019 (In Persian).
10. Imani, A., Montazeri, M., "Improvement of Min-Max Limit Protection in Aircraft Engine Control: An LMI Approach", *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 68, pp. 214-222, 2017.
11. Imani, A. and Montazeri, M. "A Min-Max Selector Controller for Turbofan Engines with Improvement of Limit Management and Low Computational Burden", *Trans. Inst. Meas. Control*, Vol. 41, No.1, pp. 36-44, 2018.
12. Mu, J. and Rees, D. "Approximate Model Predictive Control for Gas Turbine Engines", *American Control Conf.*, Boston, United States, 2004.
13. Pandey, A. and Moroto, R. H. "Model Predictive Control For Gas Turbine Engines", *Turbomach. Tech. Conf. Expo.*, Arizona, United States, 2018.
14. Brunell, B. J., Bitmead, R. R., and Connolloy, A. J. "Nonlinear Model Predictive Control of an Aircraft Gas Turbine Engine", *Proc. Conf. Decis. Control*, Miami, United States, 2002.
15. Fuller, J. W., Kumar, A., and Millar, R. C. "Adaptive Model Based Control of Aircraft Propulsion Systems", *Turbomach. Tech. Conf. Expo.*, New York, United States, 2006.

30. Li, S., Wang, J., Li, K., and Zhang, D. "Study on Robustness and Feasibility of MPC Based Vehicular Adaptive Cruise Control System", World Congr. Intell. Control Autom., Changsha, China , 2009.
31. Simkoff, J. M., Wang, S., Baldea, M., "Plant-Model Mismatch Estimation in Unconstrained State-Space MPC", Am. Control Conf., Seattle, United States, 2017.
29. Zhang, X., XU, D. and LIU, Y. "Predictive Functional Control of a Doubly Fed Induction Generator for Variable Speed Wind Turbines", the 5th World Cong. Intell. Control and Autom., Hangzhou, China, June 15-19, 2004.

