

طراحی و شبیه‌سازی کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل سوخت موتور توربوجت موشک

فغانی، غلامرضا^{۱*}، جعفری، علی^۲

۱- مربی، دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم‌الانبیاء^(ع)، تهران، ایران

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۳۹۶/۰۴/۱۴ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۷/۳۰)

چکیده

در این مقاله، طراحی و شبیه‌سازی کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل سوخت موتور توربوجت موشک انجام شده است. قیود عملکردی و ساختاری موتور، چالشی برای طراحی کنترل‌کننده ایجاد می‌کند. سیستم کنترل باید اطمینان دهد که موتور در شرایط سلامت کامل کار می‌کند؛ یعنی بدون فرارفت سرعت شفت، استال کمپرسور، خاموشی محفظه احتراق، فرارفت دمای توربین و غیره. در این راستا کنترل‌کننده‌ای مورد نیاز است که بتواند این قیود را ضمن به‌دست آوردن سیگنال کنترل مناسب لحاظ کند. به‌همین دلیل، با استفاده از کنترل پیش‌بین مدل و همچنین در نظر گرفتن محدودیت پارامترهای مختلف مانند سرعت دورانی، دمای ورودی به توربین، حاشیه‌استال کمپرسور و غیره، کنترل سوخت موتور توربوجت برای یک مدل خطی از این موتور در یک نقطه عملکردی، مورد بررسی قرار گرفته‌است. در پایان نتایج عملکرد این کنترل‌کننده، با نتایج حاصل از کنترل‌کننده Min-Max مقایسه و نشان داده شد که در کنترل پیش‌بین نسبت به کنترل‌کننده Min-Max، علاوه بر تولید سیگنال کنترلی بهینه، تمامی قیود در محدوده مورد نظر قرار گرفته‌اند.

واژه‌های کلیدی: موتور توربوجت، کنترل سوخت، کنترل پیش‌بین مدل، کنترل‌کننده Min-Max، مدل خطی

Design and Simulation of Model Predictive Control for Turbojet Engine Fuel Control of The Missile

1st Gholamreza Faghani, 2nd Ali Jafari

1- Department of Mechanical engineering, Khatam-Ol-Anbia (PBU) University, Tehran, Iran

2- Department of Mechanical engineering, University of Science & Technology, Tehran, Iran

Abstract

In this article, Design and simulation of model predictive control for turbojet engine fuel control of the missile has been proposed. Operational and structural constraints of the engine are controller design challenges. The control system must make sure that the engine always works in full health condition, i.e. without acceleration of the shaft speed, staling compressor, ignition of the combustion chamber, turbine temperature increase etc. In this regard, a controller is needed which can take into account these constraints while obtaining a suitable control signal. Using the model predictive control as well as taking into the account the limitations of various parameters such as rotational speed, turbine inlet temperature, stalactite compressor, etc. the control of turbojet engine fuel for a linear model of this engine at a functional point has been investigated. In the final section, the performance results of this controller has been compared with the results of Min-Max controller and indicated that in the predictive control, in addition to producing optimized the optimal control signal, all constraints are in the desired range.

Key words: Turbojet Engine, Fuel Control, Model Predictive Control, Min-Max Controller, Linear Model

مدل به دلیل تضمین رعایت همه قیود ورودی و خروجی، سرعت بالا در دست‌یابی به پاسخ سیستم بدون ایجاد فراجهدش و همچنین محاسبه یک سیگنال کنترل بهینه استفاده شده است.

با توجه به اهمیت روزافزون موتورهای توربین گاز هوایی و همچنین ضرورت طراحی یک سیستم کنترل مناسب برای این نوع موتورها، در سال‌های گذشته تحقیقات گسترده‌ای در این زمینه صورت گرفت. به‌عنوان نمونه، زیلوچیان و همکارانش به طراحی و ارزیابی دو نوع متفاوت کنترل‌کننده فازی با هدف کنترل فشار در محفظه احتراق برای سیستم سوخت‌رسانی موتور جت پرداختند. آنان هر دو نوع کنترل‌کننده را با مدل غیرخطی موتور آزمایش و نتایج آن را با کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی^۳ مقایسه کردند. بررسی نتایج، حاکی از سرعت بالای کنترل‌کننده فازی در رسیدن به پاسخ نهایی سیستم و همچنین برآورده کردن همه الزامات سیستم، نسبت به کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی، بوده است [۴]. در تحقیق مذکور تنها از یک خروجی، که فشار محفظه احتراق موتور توربوجت بود، استفاده گردید در حالی که در مقاله حاضر به‌عنوان نوآوری و بهبود، خروجی‌های مختلف موتور توربوجت به‌کار گرفته شده است. در سال ۲۰۰۲، برونل و همکارانش با استفاده از الگوریتم کنترل پیش‌بین غیرخطی به کنترل موتور توربین گاز هوایی پرداختند. آنان با استفاده از روش کالمن فیلتر، متغیرهای حالت را در حضور سر و صدا و همچنین محدودیت اطلاعات سنسورها، تخمین زدند. مزیت روش آنان این بود که روش کنترل پیش‌بین غیرخطی بر اساس مدل ساده شده، باعث دست‌یابی به عملکرد بهتر سیستم نسبت به روش-های دیگر مانند روش کنترل پیش‌بین خطی می‌شد [۵]. در تحقیق آنان برای بهینه‌سازی تابع هزینه مورد نظر، از محدودیت‌های مختلفی مانند فشار و دما استفاده شده است، ولی از محدودیت نسبت سوخت به فشار که برای جلوگیری از خاموش شدن شعله موتور به‌کار می‌رود، استفاده نشد که این پارامتر در مقاله حاضر به‌کار گرفته شده است. در سال ۲۰۰۶، واتانابه و همکارانش به طراحی و تست یک کنترل‌کننده فازی بر روی موتور توربوجت SR-30 پرداختند. آنان با به‌کارگیری روش پاسخ فرکانسی، تابع تبدیل سیستم را تعیین و مدل به‌دست‌آمده را علاوه بر کنترل‌کننده فازی، با یک کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی^۴ نیز آزمایش کردند. ورودی سیستم

امروزه در اغلب موشک‌های کروز برای کاهش حجم موشک، افزایش نیروی جلوبرنده، بالا بردن قدرت مانور، قابلیت تغییر نیروی جلوبرنده، حذف مخازن ذخیره اکسیدکننده و غیره، به‌جای موتورهای سوخت مایع و یا سوخت جامد ساده، از موتور توربوجت به‌دلیل کارایی و قابلیت اطمینان بالا و همچنین مصرف سوخت کم آن استفاده می‌شود. به‌کارگیری این نوع موتور، این امکان را به موشک می‌دهد که پس از شلیک و پرواز به‌وسیله بوسترهای سوخت جامد، زمانی که به ارتفاع پروازی مناسب خود رسید، همانند یک هواپیما به‌وسیله موتور توربوجت به‌سوی هدفی از پیش تعیین‌شده حرکت کند، با این تفاوت که میزان قدرت مانور آن و همچنین نیروی جلوبرنده آن به نسبت بالا می‌باشد.

کنترل موتورهای توربوجت، به‌سبب محدودیت‌های عملکردی و ساختاری پارامترهای مختلف مانند سرعت و شتاب دورانی شفت، دمای ورودی به توربین، حاشیه سرج^۱ کمپرسور و غیره، اهمیت زیادی دارد. به‌منظور طراحی سیستم کنترل موتورهای توربوجت، از متغیرهای کنترلی متعددی می‌توان بهره گرفت، اما در این میان دبی سوخت، به‌دلیل تأثیرگذاری قابل توجه آن بر تمامی پارامترهای عملکردی موتور، نظیر دور شفت، نسبت فشار کمپرسور، مصرف سوخت ویژه و تراست^۲، گزینه‌ای مناسب محسوب می‌شود [۱].

کنترل پیش‌بین مدل، از دهه ۱۹۸۰ در صنایع شیمیایی و پالایشگاه‌های نفت به‌کار رفته است. اصطلاح کنترل پیش‌بین مدل، یک استراتژی کنترل خاص را معین نمی‌کند، بلکه محدوده وسیعی از روش‌های کنترل است که به‌صورت صریح از مدل فرآیند برای به‌دست آوردن سیگنال کنترل براساس بهینه‌سازی یک تابع هدف استفاده می‌کند. وجه اشتراک کنترل‌کننده‌های پیش‌بین، شامل استفاده صریح از یک مدل فرآیند برای پیش‌بینی خروجی سیستم در زمان‌های آینده (افق پیش‌بین) و نیز محاسبه سیگنال کنترل براساس کمینه‌سازی یک تابع هدف و استراتژی برگشتی است، به‌طوری‌که اولین نمونه از سیگنال کنترل محاسبه‌شده بر اساس یک افق در تابع هدف، به سیستم اعمال می‌شود. الگوریتم‌های مختلف کنترل پیش‌بین از نظر مدل فرآیند برای پیش‌بینی، لحاظ کردن نویز و تابع هزینه، با هم اختلاف دارند [۲-۳]. با توجه به مزایای کنترل‌کننده‌های مدل پایه، در این مقاله از کنترل پیش‌بین

کنترلی آن‌ها، تراست مطلوب و متغیر کنترلی، دبی سوخت بود و به منظور تعیین دبی سوخت از یک موتور پله‌ای برای تنظیم میزان بازشدگی دریچه سوخت استفاده گردید. نتایج شبیه‌سازی و آزمون‌های آن‌ها، نشان‌دهنده مزیت استفاده از کنترل‌کننده فازی، به دلیل توانایی ممانعت از جهش‌های ناگهانی تراست و همچنین برطرف نمودن صدای تولید شده توسط موتور بود که در ورودی‌های پله‌بزرگ هنگام استفاده از کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی ایجاد می‌شد. از جمله مزیت‌های مهم تحقیق مذکور نسبت به تحقیقات پیشین، انجام آزمون سخت‌افزار در حلقه بود که منجر به اطمینان از صحت عملکرد کنترل‌کننده می‌شد [۶]. عیب این تحقیق طراحی کنترل‌کننده برای سیستم تک‌ورودی و تک‌خروجی است که از آن در سیستم‌های چندورودی و چندخروجی نمی‌توان استفاده کرد. برای برطرف کردن این عیب در این پژوهش از سیستم چندورودی و چندخروجی استفاده شده است. در سال ۲۰۰۷، دی‌کاسترو یک استراتژی کنترل پیش‌بین مدل را برای پاسخ سریع کنترل حلقه‌بسته توسعه داد که در آن هدف، تنظیم لقی توربین و همچنین پیش‌بینی و جلوگیری از برخورد تیغه با بدنه، توسط بهینه‌کردن فاصله بود [۷]. تحقیق مذکور در زمینه موتور توربوفن انجام شده که برای مدل‌سازی موتور توربوفن از روش مدل‌سازی جعبه سیاه استفاده شده بود. در مقاله حاضر، از مدل موتور توربوجت که با استفاده از روش مدل‌سازی ترمودینامیکی به‌دست آمده، استفاده شده است. در سال ۲۰۰۸، ریچر و همکارانش بر روی قابلیت پیاده‌سازی کنترل پیش‌بین مدل و کاهش بار محاسباتی آن تحقیق نمودند. از نقاط قوت پژوهش آن‌ها، بررسی میزان دقت و صحت عملکرد کنترل‌کننده، از طریق پیاده‌سازی عملی آن و نیز کاهش بار محاسباتی کنترل‌کننده بود که سبب کم‌شدن مدت زمان اجرای برنامه در شبیه‌سازی می‌گردید [۸]. در سال ۲۰۱۱، منتظری و جعفری، کاربرد یک الگوریتم تکاملی برای بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده سوخت Min-Max در یک موتور توربین‌گاز را ارائه دادند. آنان در ابتدا، یک کنترل‌کننده سوخت اولیه بر اساس استراتژی Min-Max طراحی و سپس ضرایب این کنترل‌کننده را توسط الگوریتم ژنتیک تنظیم کردند. نتایج به‌دست آمده از شبیه‌سازی، نشان‌دهنده توانایی کنترل‌کننده Min-Max در بهبود عملکرد موتور و همچنین حفاظت در برابر محدودیت‌های فیزیکی بود.

از جمله مزیت‌های دیگر تحقیق آن‌ها، ساده بودن کنترل‌کننده Min-Max و راحتی تنظیم پارامترهای آن نسبت به کنترل‌کننده‌های دیگر بود. آنان از مدل تابع تبدیل موتور توربین‌گاز و همچنین از پارامتر نسبت فشار موتور به‌عنوان پارامتر کنترلی استفاده کردند [۹]. در تحقیق حاضر به‌عنوان نوآوری، از مدل فضای حالت که پرکاربردتر است و همچنین از پارامتر دور شفت به‌عنوان پارامتر کنترلی استفاده شده است. در سال ۲۰۱۳، سالورو و همکارش با استفاده از نرم‌افزار C-MAPSS متعلق به سازمان ناسا، یک کنترل پیش‌بین مدل طراحی کرده و آن را جایگزین کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی موجود در نرم‌افزار کردند. آن‌ها همچنین عملکرد کنترل پیش‌بین مدل را در حضور عیب در یک نقطه عملکردی بررسی نمودند. برتری این تحقیق نسبت به تحقیقات گذشته، بررسی عملکرد کنترل‌کننده در حضور عیب بود [۱۰]. در سال ۲۰۱۴، جان هرابووسکی و همکارانش سیستم دیجیتالی کنترل سوخت را برای یک موتور توربوجت کوچک تجربی (iSTJ-21V) طراحی کردند. در گذشته برای اندازه‌گیری سوخت موتور (MPM-20) که مدل قبلی موتور (iSTJ-21V) بود، از شیر سروو^۵ LUN 6743 استفاده می‌شد که این روش دارای معایب زیادی از جمله، افزایش فشار در پمپ سوخت و ایجاد ویژگی‌های غیرخطی بود. آنان سیستم کنترل جدید را در حالت شبیه‌سازی کامپیوتری و همچنین اجرا بر روی میکروکنترلر در زمان کارکردن موتور، آزمایش کردند [۱۱]. در سال ۲۰۱۵، جاسانسکی و همکارانش، آزمون سخت‌افزار در حلقه را برای واحد کنترل موتور توربوپراپ و توربوشفت انجام داده و به توسعه و پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای واحد کنترل موتور توربوپراپ و توربوشفت بر روی یک میکروکنترلر کم‌هزینه پرداختند. تفاوت کار آنان با آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه قبلی، استفاده از روش آپلود کردن مستقیم کد کنترل‌کننده توسط نرم‌افزار متلب بر روی میکروکنترلر مورد نظر بود [۱۲]. در سال ۲۰۱۷، وانگ و همکارانش شبیه‌سازی عملکرد حالت گذرای موتور هواپیما را با سیستم کنترل سوخت انجام دادند. که در آن، یک الگوریتم جدید برای شبیه‌سازی سیستم سوخت توربین‌گاز، براساس روش حجم بین اجزای توسعه داده شده بود. مزیت روش آن‌ها، قابلیت شبیه‌سازی عملکرد هر یک از قطعات هیدرولیکی یک سیستم سوخت با استفاده از مدل فیزیکی بود، که نتایج دقیق‌تری در مقایسه با

مدل موتور توربوجت

دینامیک موتور توربوجت به دلیل اینرسی چرخشی، نقش بسیار مهمی را در تعیین رفتار گذرای موتور دارد. در حقیقت سرعت شفت موتور توربوجت به طور مستقیم با دبی جرمی عبوری از موتور و همچنین تراست که خروجی اصلی است، مرتبط می‌باشد. خروجی‌های مدل دینامیکی می‌تواند شامل دمای توربین، نسبت فشار، حاشیه سرچ کمپرسور و غیره باشد که متغیر حالت آن سرعت زاویه‌ای شفت بین کمپرسور و توربین (N) است. قانون نیوتن برای اینرسی چرخشی شفت به صورت رابطه (۱) نوشته می‌شود [۱۷]:

$$\dot{N} = f(N, u) \quad (1)$$

در این جا f گشتاور خالص تحویل داده شده توسط توربین و بردار u شامل اجزای ورودی کنترل است که در سیستم تک‌ورودی مورد نظر در این تحقیق، نشان‌دهنده جریان سوخت (W_f) می‌باشد. دینامیک موتور شامل پیچیدگی‌های زیادی است. مانند رفتار جریان گاز در کمپرسور و توربین (متأثر از هوای ورودی و همچنین شرایط موتور)، اینرسی شفت، تأخیر در انتقال جریان سوخت، احتراق و رفتار حرارتی موتور. با توجه به هندسه پیچیده قطعات موتور و همچنین پیچیدگی جریان گاز، عبارت جبری برای f در دسترس نیست. ذکر این نکته لازم است که این تابع به شدت وابسته به متغیرهای خارجی مانند سرعت موشک و شرایط جوی هستند. با استفاده از بسط تیلور رابطه (۱) داریم [۱۷]:

$$\Delta \dot{N} = \left. \frac{\partial f}{\partial N} \right|_o \Delta N + \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_o \Delta u \quad (2)$$

خروجی نیز با فرم $y_i = y_i(N, u)$ خطی‌سازی می‌شود:

$$\Delta y_i = \left. \frac{\partial y_i}{\partial N} \right|_o \Delta N + \left. \frac{\partial y_i}{\partial u} \right|_o \Delta u \quad (3)$$

بیان این مدل در فرم استاندارد فضای حالت به صورت زیر است:

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

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

استفاده از تابع تبدیل داشت. عیب این تحقیق نیز استفاده از مدل یک‌ورودی - یک خروجی برای موتور توربین‌گاز بود که موجب می‌شد، تأثیر خروجی‌های مختلف موتور توربوجت در شبیه‌سازی مورد نظر، حذف شود [۱۳]. در سال ۲۰۱۶، هنگ‌چئول‌شین و همکارش طراحی کنترل‌کننده فزایی تناسبی-انتگرالی-مشتقی را برای یک موتور توربوجت پهباد با استفاده از نرم‌افزار LabView انجام دادند. هدف آنان، جلوگیری از سرچ کمپرسور و بهبود پاسخ گذرای سیستم کنترل سوخت موتور توربوجت بود [۱۴]. در سال ۲۰۱۷، میشرا و همکارانش به تحلیل سرچ کمپرسور در یک موتور توربوجت نظامی پرداخته و یک نمونه سرچ کمپرسور، همراه با نویز حاصل از انفجار، هنگام برخاستن هواپیمای نظامی را مورد بررسی قرار دادند. شکست در تیغه‌های روتور کمپرسور هنگام برخاستن هواپیمای، موجب ایجاد اختلال آیرودینامیکی در جریان کمپرسور می‌شد که دلیل به وجود آمدن سرچ کمپرسور به‌شمار می‌رفت. آنان به بررسی اقدامات اصلاحی ضروری، برای جلوگیری از به وجود آمدن شکست در تیغه روتور و سرچ کمپرسور پرداختند. مزیت این روش نسبت به روش‌های قبلی، بررسی سرچ کمپرسور در حضور اغتشاشات بود. با این وجود عیب این روش، بررسی تنها یک پارامتر موتور به‌عنوان پارامتر خروجی به‌شمار می‌رفت [۱۵]. در سال ۱۳۹۵، غفوری رکن‌آبادی و حمیدی کنترل مقید یک توربین گاز صنعتی توان پایین را با استفاده از الگوریتم کنترل پیش‌بین مدل انجام دادند. هدف آنان از طراحی این کنترل‌کننده، تضمین پایداری سیستم در تمام محدوده کاری در برابر پارامترهای اغتشاشی بود [۱۶].

در مقاله حاضر، ابتدا الگوریتم کنترل Min-Max، در نرم‌افزار (متلب/سیمولینک) پیاده‌سازی و پس از آن با استفاده از مدل خطی فضای حالت در دسترس برای موتور توربوجت، شبیه‌سازی کنترل سوخت این موتور انجام می‌شود. پس از آن کنترل پیش‌بین مدل در حضور قیود مختلف برای سیستم چند ورودی و چند خروجی، در نرم‌افزار پیاده‌سازی و پس از آن با استفاده از مدل خطی فضای حالت در دسترس برای موتور توربوجت برای کنترل سوخت این موتور، یک کنترل‌کننده پیش‌بین مدل طراحی می‌شود. در نهایت، نتایج مربوط به طراحی این کنترل‌کننده با نتایج مربوط به طراحی کنترل‌کننده Min-Max مقایسه شده است.

زمانی که $x^T = [\Delta N_f \quad \Delta N_c]$ و $y^T = [\Delta y_1 \quad \Delta y_2 \dots]$ باشد، ماتریس‌های A, B, C, D به صورت زیر به دست می‌آید:

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial N_o} \\ \frac{\partial y_1}{\partial N_o} \\ \frac{\partial y_2}{\partial N_o} \\ \vdots \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial u} \\ \frac{\partial y_1}{\partial u} \\ \frac{\partial y_2}{\partial u} \\ \vdots \end{bmatrix}$$

سیستم کنترل

هدف هر سیستم کنترل موتور آن است که اجازه دهد موتور تحت هر شرایطی در بیشینه بازده خود کار کند، به علاوه تمام محدودیت‌های کنترلی را رعایت کند. بنابراین عدم حضور کنترل‌کننده، موجب فرارفت پارامترهای موتور از محدودیت‌های مجاز می‌شود. به طور کلی جریان سوخت ورودی به موتور، به دو بخش جریان سوخت حالت پایا و جریان سوخت حالت گذرا تقسیم‌بندی می‌شود. جریان سوخت حالت پایا که توسط کنترل‌کننده سوخت حالت پایا تعیین می‌گردد، شامل تعداد نقاط بسیار زیادی از عملکرد موتور در حالت پایاست. این کنترل‌کننده، وظیفه دارد سوخت موتور را با توجه به شرایط عملکردی که موتور در آن قرار دارد، تأمین نماید [۱۸]. از طرف دیگر کنترل‌کننده جریان سوخت حالت گذرا، برای کنترل عملکرد موتور در شرایط گذرا در نظر گرفته می‌شود تا علاوه بر رعایت تمام محدودیت‌های کنترلی موتور، سوخت حالت گذرا را برای پاسخی مقتضی به دستور خلبان تأمین کند. در این پژوهش جریان سوخت حالت گذرا، براساس دو الگوریتم کنترلی Min-Max و الگوریتم کنترل پیش‌بین مدل تعیین و نتایج آن‌ها با یکدیگر مقایسه می‌شود.

الگوریتم کنترلی Min-Max

الگوریتم Min-Max ترکیب چند حلقه کنترلی مختلف است که این حلقه‌ها به طور موازی در کنار یکدیگر کار می‌کنند و در هر لحظه طبق یک استراتژی از پیش تعریف‌شده، یکی از این حلقه‌ها، کنترل موتور را بر عهده می‌گیرد. هر یک از این حلقه‌ها، دارای یک کنترل‌کننده تناسبی است که به‌عنوان

تنظیم‌کننده سوخت آن حلقه، شناخته می‌شود. به مجموعه این ضرایب، ضرایب کنترلی کنترل‌کننده Min-Max گفته می‌شود [۱۹]. در تحقیق حاضر، شش حلقه کنترلی برای محاسبه سوخت حالت گذرا در نظر گرفته شده‌است تا علاوه بر تأمین سوخت، محدودیت‌های مختلف عملکردی موتور را در عملکرد حالت گذرا کنترل کنند [۲۰]. تنظیم ضرایب حلقه‌های کنترلی به صورت دستی انجام شده است.

۱- حلقه کنترلی فرمان خلبان: این حلقه وظیفه دارد، سوخت لازم برای اجرای فرمان خلبان را مهیا کند. این حلقه، اصلی‌ترین 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 می‌شود 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.

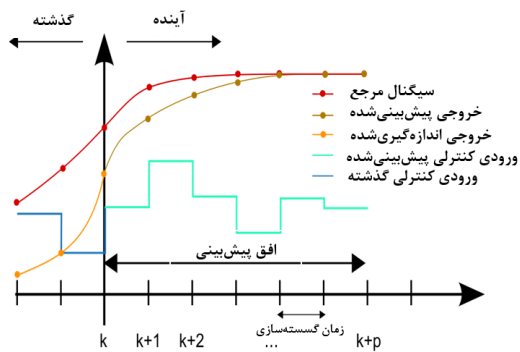
۵- حلقه کمینه حاشیه استال^۸ کمپرسور: این حلقه مانع از وقوع سرج و استال در فرآیند کاهش تراست در عملکرد حالت گذرای موتور می‌شود.

۶- حلقه کمینه نسبت سوخت به فشار خروجی کمپرسور: این حلقه مانع از خاموش شدن شعله در محفظه احتراق، هنگام کاهش تراست در عملکرد حالت گذرای موتور می‌شود.

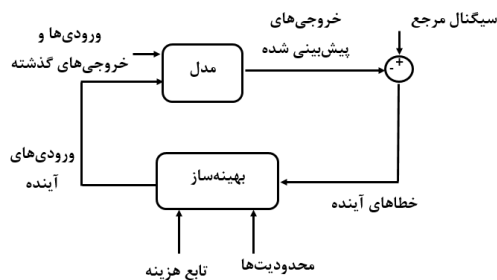
در عملکرد حالت گذرای موتور بسته به نقطه عملکردی موتور، یکی از حلقه‌ها فعال شده و کار تأمین سوخت موتور را بر عهده می‌گیرد. انتخاب حلقه مناسب بر عهده استراتژی الگوریتم Min-Max است. با توجه به کنترل‌کننده طراحی‌شده در این تحقیق، این استراتژی از الگوریتم منطقی رابطه (۶) برای انتخاب حلقه‌ها بهره می‌گیرد؛

$$W_{f-Transient} = \max(\min(W_{f-PLA}, W_{f-Nmax}, W_{f-Ps3max}, W_{f-T5max}), W_{f-Stallmin}, W_{f-(W_f/Ps3)min}) \quad (۶)$$

شکل ۱، شماتیک کنترل‌کننده سوخت Min-Max را نشان می‌دهد که شامل کنترل‌کننده حالت پایا و حالت گذرا



شکل ۲- استراتژی کنترل پیش‌بین مدل [۱۷]



شکل ۳- بلوک دیاگرام کنترل پیش‌بین مدل [۲]

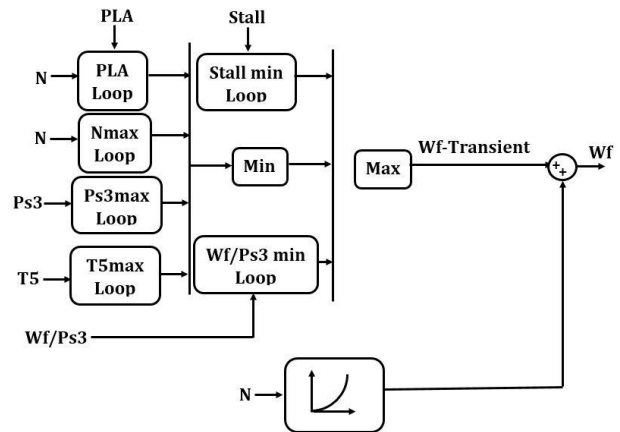
بهینه‌سازی، تنها تا زمان در دسترس قرار گرفتن اندازه‌گیری‌های بعدی به سیستم اعمال می‌گردد [۲].

مراحل طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل

به‌طور کلی مراحل طراحی کنترل‌کننده‌های پیش‌بین مدل را می‌توان متشکل از چهار مرحله دانست:

- ۱- تعیین مدلی برای سیستم تحت کنترل، برای پیش‌بینی خروجی‌های آینده سیستم و استفاده از آن‌ها در بهینه‌سازی تابع هدف. در این مقاله، مدل استفاده‌شده برای طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل، مدل خطی‌سازی شده موتور توربوچت مورد نظر است که ماتریس‌های خطی‌سازی شده این مدل در ادامه آورده می‌شود.

- ۲- تعیین تابع هدف مناسب که با بهینه‌سازی آن سیگنال کنترلی مناسب به‌دست می‌آید. تابع هدف مورد استفاده در این تحقیق به‌صورت رابطه (۱۵) است. این رابطه از دو قسمت تشکیل می‌شود: بخش اول آن جهت تنظیم و یا جریمه‌کردن ورودی کنترلی بهینه هنگام دنبال کردن مسیر مرجع توسط خروجی‌های سیستم است و بخش دوم، برای دنبال کردن مسیر مرجع توسط خروجی‌های پیش‌بینی شده سیستم در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۱- شماتیک کنترل‌کننده سوخت Min-Max

است. سوخت نهایی اعمالی به موتور، مجموع سوخت محاسبه شده توسط این دو کنترل‌کننده است و در هر لحظه، توسط رابطه (۷) محاسبه می‌شود؛

$$W_{f-Total} = W_{f-Transient} + W_{f-Steady} \quad (7)$$

استراتژی کنترل پیش‌بین مدل

استراتژی کنترل در کنترل‌کننده‌های پیش‌بین مدل مطابق شکل ۲ است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، هدف کنترل پیش‌بین مدل، دنبال کردن مسیر مرجع تعریف‌شده برای سیستم، توسط خروجی‌ها در افق پیش‌بینی دور شونده تعریف‌شده N_p برای آن می‌باشد. به‌همین منظور با توجه به شکل ۳، به‌کمک اطلاعات مربوط به ورودی‌ها و خروجی‌های قبلی سیستم، خروجی‌های آینده پیش‌بینی شده و به‌کمک این اطلاعات جدید و نیز با توجه به مسیر مرجع، اغتشاشات و استراتژی کنترلی، در نهایت سیگنالی از ورودی‌های مناسب در یک افق تعریف‌شده، کنترل N_u برای عملکرد صحیح سیستم محاسبه می‌گردد [۲].

اگر اغتشاشات وجود نداشته باشد و همچنین مسأله بهینه‌سازی بتواند برای افق‌های نامحدود حل شود، سیگنال ورودی به‌دست‌آمده، می‌تواند برای تمام زمان‌های بعدی به سیستم اعمال گردد. این مسأله در حالت کلی ممکن نیست به‌این دلیل که، در نتیجه وجود اغتشاشات و عدم تطابق مدل فرآیند، رفتار سیستم، متفاوت از رفتار پیش‌بینی شده بوده و همچنین در عمل نمی‌توان افق‌ها را نامحدود در نظر گرفت. بنابراین ورودی کنترلی حلقه باز به‌دست آمده از حل مسأله

و خروجی‌های پیش‌بینی‌شده با استفاده از رابطه (۱۳) به‌دست می‌آید:

$$\hat{y} = Px(k) + H\hat{u} \quad (13)$$

که در آن ماتریس‌های H و P به‌صورت رابطه (۱۴) است:

$$P = \begin{bmatrix} C_d A_d \\ C_d A_d^2 \\ \vdots \\ C_d A_d^{N_p} \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$H = \begin{bmatrix} C_d B_d & D_d & 0 & \dots \\ C_d A_d B_d & C_d B_d & D_d & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ C_d A_d^{N_p-1} B_d & C_d A_d^{N_p-2} B_d & C_d A_d^{N_p-3} B_d & \dots \end{bmatrix}$$

تابع هدف

الگوریتم‌های مختلف کنترل پیش‌بین مدل، توابع هدف مختلفی را برای به‌دست آوردن قانون کنترل پیشنهاد می‌دهد. معیارهای مختلفی در انتخاب تابع هدف، از جمله: خطای خروجی از مقدار مطلوب، میزان افزایش ورودی، اندازه سیگنال ورودی و خروجی، خطای ورودی از ورودی محاسبه‌شده در حالت ماندگار و انحراف‌های محدودیت‌های خروجی و ورودی، را می‌توان در نظر گرفت [۱۷].

هدف کلی تابع هدف این‌است که خروجی آینده (\hat{y}) بر روی یک افق مشخص، یک سیگنال مشخص مرجع (r) را دنبال کند و در عین حال تلاش کنترلی ($\Delta \hat{u}$) لازم برای انجام این کار باید جریمه شود. بیان کلی برای چنین تابع هدفی، به‌صورت رابطه (۱۵) است:

$$J = \Delta^T \hat{u} [H^T H + \lambda I] \Delta \hat{u} + 2[x_a^T P^T H - r^T H] \Delta \hat{u} \quad (15)$$

که در آن λ تابع وزنی و x_a ماتریس شرایط اولیه است. یکی از مزایای کنترل پیش‌بین مدل آن است که اگر تغییرات آینده مرجع را از پیش بدانند، سیستم می‌تواند پیش از آن که تغییری در مرجع رخ دهد، از خود عکس‌العمل نشان داده و در نتیجه تأثیرات تأخیر را در پاسخ فرآیند از بین ببرد. حتی اگر مرجع ثابت باشد، می‌تواند با دانستن لحظه‌ای که مقدار آن تغییر می‌کند، به بهبود قابل ملاحظه‌ای در کارایی کنترل‌کننده دست یابد.

۳- تعیین یک مسیر مرجع مناسب برای هدایت خروجی به‌مقدار دلخواه. در این تحقیق جهت شبیه‌سازی رفتار دینامیکی موتور و کنترل‌کننده، فرمان خلبان به‌صورت ورودی پله مدل می‌شود تا بحرانی‌ترین حالت تغییرات فرمان را شبیه‌سازی کند.

۴- تعیین روش بهینه‌سازی تابع هدف. با توجه به این‌که تابع هدف موردنظر یک تابع هدف مربعی است، بنابراین در نرم‌افزار متلب از دستور quadprog استفاده می‌شود.

مدل و پیش‌بینی خروجی

با توجه به شکل ۳، بلوک اول، وظیفه پیش‌بینی خروجی در افق موردنظر، براساس مدلی که برای فرآیند در نظر گرفته می‌شود را دارد. فرآیند مدل، نقش مهمی را در کنترل‌کننده ایفا می‌کند. مدل انتخاب‌شده باید توانایی جذب فرآیند دینامیکی برای پیش‌بینی خروجی‌های آینده را داشته باشد و همچنین به‌سادگی قابل اجرا و درک باشد. کنترل پیش‌بین مدل یک روش منحصربه‌فرد نیست و انواع دیگری از مدل‌های قابل استفاده با فرمولاسیون‌های مختلف وجود دارد. یکی از معروف‌ترین این مدل‌ها، مدل فضای حالت است که محاسبات کنترل‌کننده آن حتی در موارد وجود چندین ورودی و چندین خروجی بسیار ساده بوده و کاربرد گسترده‌تری در تحقیقات محققان دارد. توصیف فضای حالت برای یک بیان ساده‌تر از معیار پایداری و مقاوم بودن، مناسب‌تر است [۲].

در تحقیق حاضر، از یک مدل خطی گسسته فضای حالت، برای موتور توربوجت و همچنین مدل مرجع کنترل پیش‌بین مدل استفاده شده که نمایش فرم فضای حالت سیستم گسسته در روابط (۸) و (۹) آمده است [۱۷]:

$$x_{k+1} = A_d x_k + B_d u_k \quad (8)$$

$$y_k = C_d x_k + D_d u_k \quad (9)$$

که با در نظر گرفتن معادله (۱۰)، معادلات فضای حالت سیستم گسسته به‌صورت معادله‌های (۱۱) و (۱۲) به‌دست می‌آید:

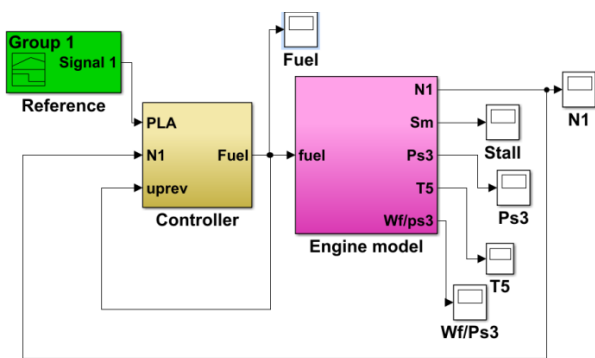
$$u_k = u_{k-1} + \Delta u_k \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} x_{k+1} \\ u_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_d & B_d \\ 0 & I_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_k \\ u_{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_d \\ I_m \end{bmatrix} \Delta u_k \quad (11)$$

$$y_k = [C_d \quad D_d] \begin{bmatrix} x_k \\ u_{k-1} \end{bmatrix} + D_d \Delta u_k \quad (12)$$

طراحی کنترل پیش‌بین مدل براساس مدل موتور

با توجه به مراحل طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل، برای پیش‌بینی خروجی‌های مورد نظر سیستم که در این مقاله مطابق شکل ۴ به ترتیب سرعت شفت، حاشیه استال کمپرسور، فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور، دمای خروجی از توربین و نسبت سوخت به فشار خروجی کمپرسور می‌باشند، از مدل فضای حالت موتور توربوجت براساس معادله‌های (۸) و (۹) استفاده می‌شود که در آن‌ها، ماتریس‌های A, B, C, D به صورت رابطه (۱۸) می‌باشند. براساس رابطه (۸)، در این مقاله، متغیر حالت سیستم (x_k) ، برابر سرعت شفت و همچنین ورودی کنترلی مورد نظر، سوخت موتور توربوجت می‌باشد که در شکل ۴ مشخص شده است. با آگمنت کردن^۹ سیستم به صورت معادله‌های (۱۱) و (۱۲)، متغیر حالت سیستم به صورت $[x_k \quad u_{k-1}]$ تبدیل شده و در آن، از ورودی مرحله قبل سیستم (ورودی گذشته) استفاده می‌شود. در شکل ۴، این تغییر با نام u_{prev} مشخص گردیده است که به صورت فیدبک^{۱۰} وارد کنترل‌کننده می‌شود. در کنترل‌کننده، به کمک تابع هزینه معادله (۱۵) و همچنین سیگنال مرجع در نظر گرفته شده در شکل ۴ که با نام PLA وارد کنترل‌کننده می‌شود، مقدار سوخت بهینه محاسبه و وارد موتور توربوجت می‌شود.



شکل ۴- شماتیک کنترل‌کننده سوخت پیش‌بین مدل

نتایج شبیه‌سازی

در این تحقیق، دینامیک موتور با استفاده از روش مدل‌سازی ترمودینامیکی به دست آمده و برای یک نقطه عملکردی موتور خطی‌سازی شده است [۲۱]. ماتریس‌های مدل خطی‌سازی شده موتور در روابط (۱۸) آمده‌اند:

تعیین ورودی کنترلی بهینه

با توجه به شکل ۳، بلوک تعیین ورودی کنترلی بهینه، وظیفه تعیین ورودی کنترلی بهینه را در افق کنترل معین براساس قانون کنترلی تعریف‌شده و خروجی‌های پیش‌بینی شده دارد. در واقع مهم‌ترین پارامترهای کنترلی در این قسمت قابل تغییر و تنظیم هستند. بعد از انتخاب مدل مناسب فرآیند در بلوک پیش‌بینی، خروجی‌های آینده سیستم محاسبه شده و در اختیار این بلوک قرار می‌گیرد. با توجه به یک مسیر مرجع که می‌تواند مسیری نامی، نقطه تنظیم و یا هر راهبرد مناسب دیگری باشد، ورودی مناسب کنترلی با توجه به حل یک مسأله بهینه‌سازی به دست می‌آید. با محاسبه سیگنال ورودی مناسب در افق کنترل، می‌توان ورودی یک یا چند گام جلوتر و یا برازشی از آن‌ها را براساس مجموعه‌ای از توابع پایه محاسبه کرده و به عنوان ورودی اعمالی به سیستم در نظر گرفت. عملیات محاسبه دنباله ورودی بهینه، اغلب با تعریف یک تابع هدف مربعی انجام می‌پذیرد [۲].

محدودیت‌ها

در عمل همه فرآیندها دارای محدودیت‌هایی هستند. حوزه کاری محرک‌ها، با موقعیت‌های کاملاً باز و بسته محدود می‌شود. همچنین نرخ جابه‌جایی معینی برای محرک‌ها و شیرها وجود دارد که به وسیله نرخ پاسخ دینامیکی آن‌ها محدود می‌گردد. دلایل ساختاری ادوات و یا عوامل ایمنی و محیطی و حتی میدان عمل سنسورها، می‌توانند محدودیت‌هایی را بر روی متغیرهای فرآیند، به عنوان نمونه، سطح درون مخازن، جریان داخل لوله‌ها و یا حداکثر فشار و دماهای مجاز، ایجاد نماید. به علاوه شرایط عملیاتی به طور طبیعی به وسیله محل تلاقی محدودیت‌های معین، تعریف می‌شوند (به دلایل اقتصادی)، به گونه‌ای که سیستم کنترل نزدیک به مرزها عمل خواهد کرد. محدودیت‌های نرمال در اندازه و نرخ تغییرات سیگنال کنترلی و محدودیت‌های خروجی به صورت رابطه (۱۶) در نظر گرفته می‌شوند:

$$u_{\min} \leq u(t) \leq u_{\max}$$

$$du_{\min} \leq u(t) - u(t-1) \leq du_{\max} \quad (16)$$

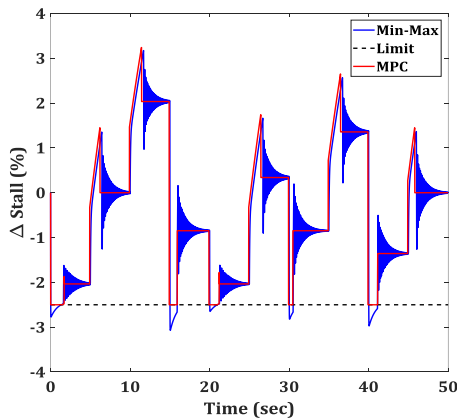
$$y_{\min} \leq y(t) \leq y_{\max}$$

رابطه (۱۶) در نهایت، رابطه (۱۷) را به دست می‌دهد:

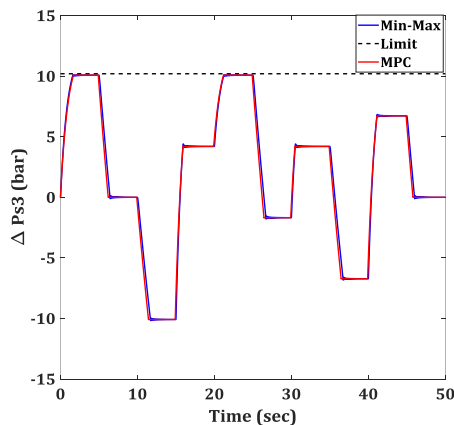
$$M\Delta\hat{u} \leq d(k) \quad (17)$$

شکل ۶ بیان‌گر تغییرات حاشیه استال کمپرسور نسبت به زمان است. حاشیه استال، دینامیک سریعی دارد و نسبت به تغییرات ناگهانی سوخت از خود عکس‌العمل نشان داده‌است. در کمپرسور، احتمال عبور از خط سرچ در شرایط شتاب‌گیری ناگهانی وجود دارد. به‌علاوه، بیشینه عملکرد موتور در نزدیکی خط سرچ کمپرسور اتفاق می‌افتد. اما همان‌گونه که در شکل ۶ نشان داده شده است، کنترل پیش‌بین طراحی شده با رعایت قید سرچ کمپرسور و تضمین رد نشدن از آن سبب شده که موتور در نزدیک‌ترین شرایط به خط سرچ که بیشینه عملکرد خود را دارد، به‌طور ایمن کار کند. در صورتی که کنترل‌کننده Min-Max نتوانسته است، قید مربوطه را رعایت کند.

شکل ۷ نشان‌دهنده تغییرات فشار خروجی از کمپرسور با زمان است. با کاهش سوخت موتور، فشار کاهش می‌یابد و با افزایش آن، فشار افزایش پیدا می‌کند. دینامیک فشار به اندازه دینامیک دما سریع نیست و لذا فراجشی در پاسخ آن وجود ندارد. اما در عین حال کنترل پیش‌بین طراحی شده، قید بیشینه فشار خروجی از کمپرسور را نیز رعایت نموده است.



شکل ۶- تغییرات حاشیه استال کمپرسور با زمان



شکل ۷- تغییرات فشار خروجی کمپرسور با زمان

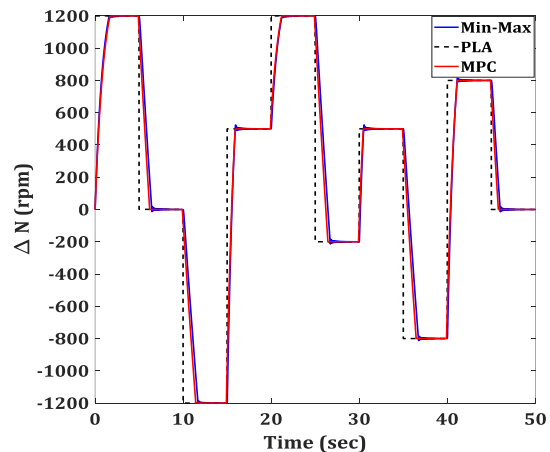
$$A = [-1.356] \quad B = [1.755 \cdot 10^6]$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 \\ 0.000615 \\ 0.008374 \\ -0.004578 \\ -4.355 \cdot 10^{-9} \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 \\ -3025 \\ 39.41 \\ 3.995 \cdot 10^4 \\ 0.006241 \end{bmatrix} \quad (18)$$

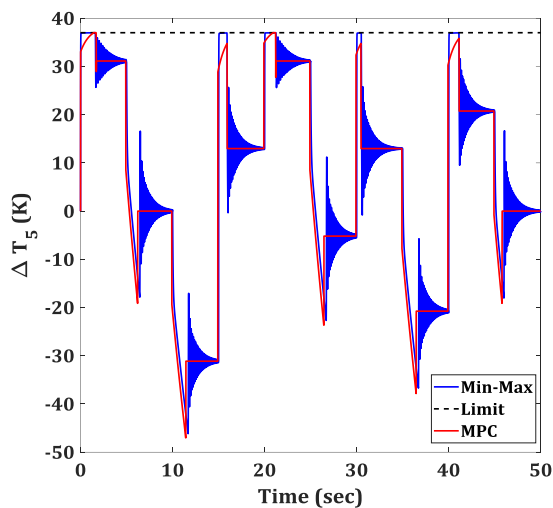
در این مدل، ورودی موردنظر سوخت موتور توربوجت (W_f)، و خروجی‌ها به ترتیب سرعت شفت (N)، حاشیه استال کمپرسور ($S_m C$)، فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور (P_s)، دمای خروجی از توربین (T_s) و نسبت سوخت به فشار خروجی کمپرسور (W_f / P_s) می‌باشند. پارامترهای کنترل پیش‌بین مدل به‌صورت نشان داده شده در جدول ۱ در نظر گرفته شده‌است:

جدول ۱- پارامترهای کنترل پیش‌بین مدل	
پارامتر	مقدار
Np	۷
Nu	۳
λ	۰/۰۱

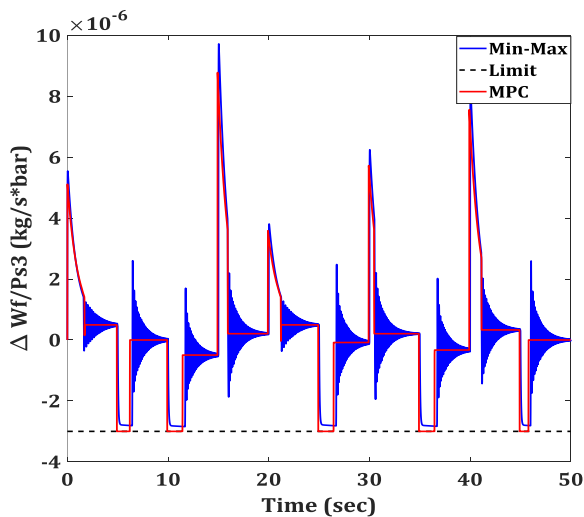
شکل ۵ نشان‌دهنده تغییرات سرعت شفت نسبت به زمان است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، کنترل پیش‌بین مدل طراحی شده نسبت به کنترل‌کننده Min-Max، در رسیدن به پاسخ نهایی که همان دنبال کردن مسیر مرجع موردنظر (فرمان خلبان) است، سرعت بالایی دارد و همچنین عملکرد کنترل پیش‌بین مدل بدون ایجاد فراجش در پاسخ نهایی سیستم است، در صورتی که کنترل‌کننده Min-Max، دارای فراجش است.



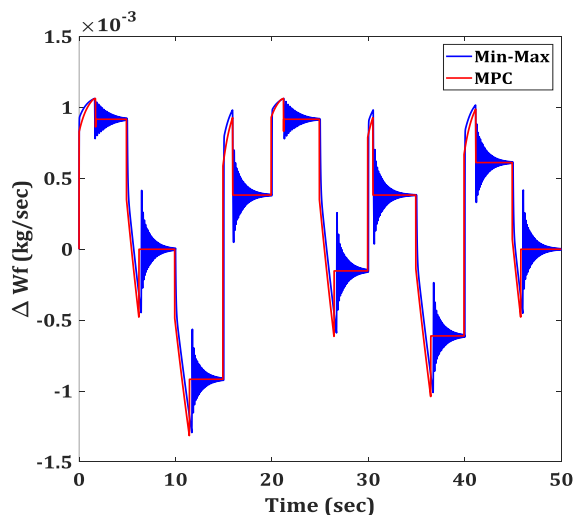
شکل ۵- تغییرات سرعت شفت با زمان



شکل ۸- تغییرات دمای خروجی از توربین با زمان



شکل ۹- تغییرات نسبت سوخت به فشار کمپرسور با زمان



شکل ۱۰- تغییرات سوخت موتور توربوجت با زمان

شکل ۸ بیان‌گر تغییرات دمای خروجی از توربین نسبت به زمان است. دمای خروجی از توربین نسبت به فشار خروجی از کمپرسور دارای دینامیک سریع‌تری است و به‌همین دلیل پاسخ آن با یک فراجهدش همراه است. اما همان‌طور که ملاحظه می‌گردد، کنترل‌کننده طراحی‌شده، مانع از فرارفت دمای خروجی از توربین از مقدار مجاز خود شده‌است.

یکی دیگر از قیودی که در موتور باید رعایت شود، قید خاموشی شعله در شرایط استاتیکی است که می‌توان این قید را توسط کنترل کردن پارامتر نسبت دبی سوخت به فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور برآورده کرد. شکل ۹ نشان‌دهنده تغییرات نسبت سوخت به فشار خروجی از کمپرسور با زمان است. همان‌گونه که ملاحظه می‌شود، در شرایط شتاب‌گیری منفی یا به‌عبارت دیگر کاهش سرعت که احتمال خاموشی شعله وجود دارد، کنترل‌کننده طراحی‌شده رد نشدن این پارامتر را از قید تعیین‌شده تضمین نموده است.

شکل ۱۰ نشان‌دهنده تغییرات سوخت موتور توربوجت یا پارامتر کنترلی مورد استفاده نسبت به زمان است. با توجه به شکل ۱۰، سوخت ورودی به موتور توربوجت در محدوده قابل قبولی قرار گرفته است. همچنین با توجه به ویژگی کنترل پیش‌بین مدل، سیگنال سوخت به‌دست‌آمده، یک سیگنال سوخت بهینه نیز می‌باشد. در صورتی که سیگنال سوخت به‌دست آمده از کنترل‌کننده Min-Max، بهینه نمی‌باشد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی و شبیه‌سازی کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل سوخت موتور توربوجت موشک انجام شد. بدین منظور، ابتدا جهت مقایسه و تحلیل نتایج کنترل پیش‌بین مدل، کنترل‌کننده Min-Max برای کنترل سوخت موتور توربوجت طراحی و پس از آن الگوریتم کنترل پیش‌بین مدل در نرم‌افزار متلب پیاده‌سازی و سپس با استفاده از مدل خطی‌سازی شده موتور توربوجت، کنترل‌کننده پیش‌بین مدل برای کنترل سوخت موتور طراحی شد. بر اساس مطالعات انجام گرفته بر روی تحقیقات سایر محققان در زمینه کنترل موتورهای توربین‌گاز، بیشتر تحقیقات در سال‌های اخیر، مربوط به روش‌های کنترل فازی، روش ژنتیک-فازی و الگوریتم Min-Max بوده است. به‌همین دلیل در این تحقیق به‌عنوان نوآوری، از الگوریتم کنترل پیش‌بین مدل برای کنترل سوخت موتور توربوجت استفاده شد.

منابع و مراجع

- [1]. Mattingly, J.D., William, H.H., David T.P., "Aircraft Engine Design", Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2nd Edition, 2002.
- [2]. Camacho, E.F., Alba, C.B., "Model Predictive Control", 2nd Edition, Springer Science & Business Media, London, 2007.
- [3]. Martin-Sanchez, J.M., Rodellar, J., "Adaptive Predictive Control, from the Concepts to Plant Optimization", Prentice-Hall International (UK), 1996
- [4]. Zilouchian, A., "Design of a fuzzy logic controller for a jet engine fuel system", Control Engineering Practice, pp. 873-883, 2000.
- [5]. Brunell, B.J., Bitmead, R.R., Connolly, A.J., "Nonlinear Model Predictive Control of an Aircraft Gas Turbine Engine", Decision and Control, Proceedings of the 41st IEEE Conference, Vol. 4, 2002.
- [6]. Watanabe, A., "Soft computing applications on a SR-30 turbojet engine", Fuzzy sets and systems 157.22, pp. 3007-3024, 2006.
- [7]. De Castro, J.A., "Rate-Based Model Predictive Control of Turbofan Engine Clearance", Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 4, pp. 804-813, 2007.
- [8]. Richter, H., Singaraju, A.V., Litt, J.S., "Multiplexed Predictive Control of a Large Commercial Turbofan Engine", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 31, No. 2, pp. 273-281, 2008.
- [9]. Jafari, S., Montazeri, G.M., "Evolutionary Optimization for Gain Tuning of Jet Engine Min-Max Fuel Controller", Journal of Propulsion and Power, Vol. 27, No. 5, pp. 1015-1023, 2011.
- [10]. Saluru, D.C., Yedavalli, R.K., Belapurkar, R.K., "Active Fault Tolerant Model Predictive Control of a Turbofan Engine Using C-MAPSS40k", ASME 5th Annual Dynamic Systems and Control Conference joint with the JSME 11th Motion and Vibration Conference, ASME, Vol. 2, pp. 349-358, 2012.
- [11]. Hrabovský, J., Rudolf, A., Ladislav, F., "Designing a digitally controlled fuel system for an experimental small turbojet engine", Computational Intelligence and Informatics (CINTI), IEEE 15th International Symposium, 2014.
- همچنین برخلاف کارهای گذشته که در آن‌ها، سیستم‌های تک‌ورودی و تک‌خروجی به کار رفته و کنترل‌کننده این نوع سیستم‌ها، در سیستم‌های چندورودی و چندخروجی قابل استفاده نبود، در مقاله حاضر، از یک سیستم چندورودی و چندخروجی که کنترل‌کننده طراحی شده برای آن، قابل کاربرد بر روی سیستم تک‌ورودی و تک‌خروجی نیز می‌باشد، استفاده گردید. نوآوری دیگر این مقاله، کاربرد چندین قید بحرانی موتور (قید سرج کمپرسور، قید خاموش شدن شعله، قید ماکزیمم فشار کمپرسور و ...) به صورت هم‌زمان بود، در حالی که در کارهای گذشته این قیدها به صورت هم‌زمان به کار نرفته بودند. با توجه به داده‌ها، نتایج زیر حاصل گردید:
- ۱- کنترل پیش‌بین طراحی شده نسبت به کنترل‌کننده Min-Max، رعایت محدودیت پارامترهای مختلف موتور مانند سرعت دورانی و غیره را تضمین می‌کند؛ در عین حال که بیشینه عملکرد موتور نیز حاصل می‌شود.
- ۲- در نقاط پیک نمودارها، کنترل‌کننده Min-Max دارای نویز شدیدی است که این اغتشاشات در نتایج کنترل پیش‌بین مدل وجود ندارد.
- ۳- همان‌طور که مشاهده شد، کنترل‌کننده طراحی شده دارای سرعت پاسخ بالاتری نسبت به کنترل‌کننده Min-Max، در ضمن عدم به‌وجود آمدن فراجهبش است.
- ۴- با توجه به پارامترهای به کار رفته در طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل، افزایش \mathcal{L} ، موجب ایجاد فراجهبش در پاسخ سیستم شد که با توجه به تابع هدف مورد استفاده، با افزایش مقدار \mathcal{L} ، مقدار ورودی کنترلی که همان سوخت ورودی موتور توربوجت است، کاهش می‌یابد.

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Surge margin
- ۲ Trust
- ۳ Proportional-Integral (PI)
- ۴ Proportional-Integral-Derivative (PID)
- ۵ Servo valve
- ۶ Inter-Component Volume (ICV)
- ۷ MATLAB/Simulink
- ۸ Stall margin
- ۹ Augmentation
- ۱۰ Feedback

- [12]. Vejlupek, J., Jasanský, M., Lamberský, V., Grepl R., "Hardware-In-the-Loop simulator for turboprop and turboshaft engine control units", Communications, Circuits and Educational Technologies, pp. 52-57, 2015.
- [13]. Wang, C., Li, Y.G., Yang, B.Y., "Transient performance simulation of aircraft engine integrated with fuel and control systems", Applied Thermal Engineering, Vol. 114, pp. 1029-1037, 2017.
- [14]. Shin, H.C., Jie, M.S., "Design of Fuzzy-PID Controller for Turbojet Engine of UAV Using LabVIEW", The Journal of Advanced Navigation Technology, Vol. 20, Issue 3, pp. 190-195, 2016.
- [15]. Mishra, R. K., Raghavendra, B. R., Sunil C., "Analysis of Compressor Surge in a Military Turbojet Engine: A Case Study", International Journal of Turbo & Jet-Engines, Vol. 34, Issue 1, pp. 55-62, 2017.
- [۱۶]. غفوری رکن‌آبادی، علی‌اکبر، حمیدی، حجت‌اله، "کنترل مقید یک توربین گاز صنعتی توان پایین بر اساس مدل پیش‌بین"، اولین کنفرانس بین‌المللی دستاورهای نوین پژوهشی در مهندسی برق و کامپیوتر، کنفدراسیون بین‌المللی مخترعان جهان (IFIA) و دانشگاه جامع علمی کاربردی، تهران، ۲۴ اردیبهشت ۱۳۹۵.
- [17]. Richter, H., "Advanced Control of Turbofan Engines", Springer Science & Business Media, Ohio, USA, 2011.
- [18]. Montazeri, G., Safari, A., Jafari, S., "Optimization of turbojet engine fuel control system for safety consideration", 7th Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, Feb. 2008.
- [19]. Spang, H.A., Brown, H., "Control of jet engines", Control Engineering Practice, Vol. 7, Issue 9, pp. 1043-1059, 1999.
- [20]. DeCastro, J.A., Litt, J.S., Frederick, D.K., "A modular aero propulsion system simulation of a large commercial aircraft engine", Proceedings of the 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, July 2008.
- [۲۱]. منتظری، مرتضی، راستی‌جهرمی، علی، "مدل‌سازی و تحلیل عملکرد موتور توربوفن دو محوره در شرایط خارج طرح"، چهارمین همایش ملی توربین‌های گاز، تهران، دانشگاه علم و صنعت ایران، مهر ۱۳۹۴.