

# طراحی سخت‌افزاری کنترلر دوکاناله دبی سوخت موتور توربوفن

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۶/۱۲

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۲۴

محمدحسین امیرعبداللهیان<sup>۱</sup>، مرتضی منتظری<sup>۲</sup>

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

۲- استاد دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، montazeri@iust.ac.ir

## چکیده

در این مقاله مدل‌سازی موتور توربوفن و طراحی کنترلر دبی سوخت بر اساس الگوریتم Min-Max انجام شده است. سیستم کنترلر موتور به صورت دوکاناله که به معنای دو کنترلر مستقل از یکدیگر اما مرتبط با هم است، طراحی شده است. در آزمون نرم‌افزار در حلقه (MIL)، کنترلر و مدل موتور با رایانه اجرا شده ولی در آزمایش سخت‌افزار در حلقه (HIL)، کنترلر روی یک برد آردوینو پیاده‌سازی شده که با کابل USB و مدل موجود در رایانه مرتبط می‌شود. هدف اصلی کنترلر رعایت قیود موتور، تأمین دبی سوخت بر اساس تراست موردنظر خلبان در حداقل زمان و عدم تغییرات سریع دبی سوخت است. نتایج آزمایش‌های MIL و HIL به ازای ورودی‌های مختلف بررسی شده است که نشان می‌دهد کنترلر به درستی موارد یادشده را رعایت کرده است. تنها تفاوت نتایج آزمون‌های HIL و MIL، سرعت پایین‌تر کنترلر در آزمون HIL است.

واژه‌های کلیدی: توربوفن، دبی سوخت، فرمان خلبان، کنترلر Min-Max، انتخاب کانال فعال، دور محور فشار بالا، سخت‌افزار در حلقه (HIL)

## Hardware design of dual channel turbofan engine fuel flow controller

Mohammad Hosein Amirabdollahian<sup>1</sup>, Morteza Montazeri<sup>2</sup>

1- Graduate Student, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran

2- Professor, School of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, montazeri@iust.ac.ir

### Abstract

In this paper, first the turbofan engine is modeled and then the fuel flow controller is designed based on the Min-Max algorithm. The engine control system is designed as a dual channel, which means two controllers independent of each other but connected to each other. In the Model-in-the-Loop (MIL) test, the controller and the engine model are run on the computer, but for the Hardware-in-the-Loop (HIL) test, the controller is implemented on an Arduino board that connects to the computer model via USB cable. The main purpose of the controller is to comply with engine restrictions, to provide fuel flow based on the pilot's desired trust in the minimum time and no rapid changes in fuel flow. The results of MIL and HIL tests were evaluated for different inputs, which shows that the controller correctly observed the above notes. The only difference between the HIL and MIL test results is the lower speed of the controller in the HIL test.

**Keywords:** Turbofan, Fuel Flow, PLA, Min-Max Controller, Active Channel Selection, Angular Velocity of High-Pressure Spool, Hardware-in-the-Loop (HIL)





## ۱. مقدمه

آستین و براون عملکرد، روابط و قیود حاکم بر قسمت‌های مختلف موتورهای جت هوایی را بیان کردند. آن‌ها اصول کنترل موتورهای جت هوایی و روش‌های مختلف آن را بررسی کردند [۱]. منتظری و صفرآبادی مدل حالت پایا و گذرای موتور توربین گاز هوایی را توسعه دادند [۲]. در این مقاله ابتدا موتور توربوفن IR-59، بر اساس روش بلوکی وینر مدل‌سازی شده؛ سپس کنترلر سوخت موتور توربوفن بر اساس الگوریتم Min-Max طراحی شده است. در موتورهای هوایی به مجموعه کنترلر، حس‌گر و عملگرها سامانه فدک گفته می‌شود. در این مقاله کنترلر سامانه بررسی شده است. نوآوری این مقاله، پیاده‌سازی کنترلر سوخت موتور توربوفن به صورت دوکاناله است. در واقعیت، کنترلر موجود در سیستم فدک، به صورت دوکاناله پیاده‌سازی می‌شود. منظور از کنترلر دوکاناله، وجود دو کنترلر مجزا از یکدیگر است که با یکدیگر مرتبط هستند. هر یک از کنترلرها به تنهایی توانایی کنترل موتور را دارند، اما به دلیل اهمیت ایمنی و اطمینان‌پذیری در موتورهای هوایی، مبحث کانال اضافه مطرح می‌شود که در موتورهای هوایی از دو کانال یا کنترلر برای این منظور استفاده می‌شود. در فضایی شاتل به دلیل اهمیت زیاد ایمنی و اطمینان‌پذیری، از کنترلر ۴ کاناله استفاده می‌شود. به دلیل صنعتی بودن مبحث پیاده‌سازی کنترلر دوکاناله در موتورهای هوایی، هیچ مقاله علمی در این حوزه یافت نشده است و تنها در راهنمای آموزشی موتور CFM56 که ساختاری مشابه موتور توربوفن IR-59 دارد، اشاره‌هایی به مفاهیم حاکم بر کنترلر دوکاناله در موتورهای هوایی یافت شده است. در این مقاله مفاهیم مطرح‌شده در مورد کنترلر دوکاناله بر اساس

مطالب موجود در این راهنمای آموزشی است. در کنترلر دوکاناله همواره در هر دو کانال دبی سوخت بر اساس پارامترهای ورودی به کانال‌ها محاسبه می‌شود؛ اما تنها دبی سوخت یکی از دو کانال که کانال فعال نامیده می‌شود، به موتور اعمال خواهد شد. برای انتخاب کانال فعال معیارهای متفاوتی وجود دارد که در این مقاله روش دور محور فشار بالا به‌عنوان معیار انتخاب کانال فعال، بررسی شده است. منتظری و همکاران الگوریتم کنترلی Min-Max را به صورت تک کاناله طراحی کرده و کنترلر را روی سخت‌افزار پیاده‌سازی کردند. آن‌ها آزمایش HIL را برای این کنترلر به صورت تک کاناله انجام داده‌اند [۳]. نوآوری این مقاله، بررسی کنترلر و انجام آزمایش‌های MIL و HIL به صورت دوکاناله است. در نهایت آزمایش MIL و HIL برای کنترلر دوکاناله طراحی‌شده بر اساس معیار دور محور فشار بالا به ازای فرمان خلبان‌های مختلف انجام می‌شود. مقایسه نتایج حاصل از آزمایش MIL و نتایج آزمایش‌های تک‌کاناله انجام‌شده در پژوهشکده توربین گاز دانشگاه علم و صنعت ایران، نشان‌دهنده طراحی صحیح و عملکرد مناسب کنترلر دوکاناله است. نتایج حاصل از آزمایش‌های MIL و HIL بسیار نزدیک به هم بوده که مطلوب است.

## ۲. مدل‌سازی

پیش از طراحی کنترلر، لازم است سیستمی که کنترلر برای آن طراحی می‌شود، مشخص شود. در این مقاله سیستم موردبررسی، موتور توربوفن IR-59 است که یک توربوفن دومحوره با جریان غیر مخلوط شونده است. با توجه به هزینه زیاد، خطرات احتمالی و در دسترس نبودن موتور واقعی و توجه به مشخصات نقطه طراحی<sup>۱</sup> و خارج از نقطه طراحی<sup>۲</sup> موتور، یک مدل رایانه‌ای از

موتور توسعه داده می‌شود. برای مدل‌سازی موتور روش‌های متفاوتی وجود دارد که می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

۱. استفاده از جعبه‌ابزار T-MATS [۴] [۵]؛
۲. استفاده از نرم‌افزار NPSS [۴] [۶]؛
۳. استفاده از نرم‌افزار GasTurb؛
۴. روش شناسایی سیستم [۷] [۸]؛
۵. و ...

برقراری ارتباط بین مدل موجود در رایانه و سخت‌افزار برای انجام آزمایش سخت‌افزار در حلقه (HIL)، در شماری از روش‌های بالا از جمله نرم‌افزارهای NPSS و GasTurb وجود ندارد. در این مقاله، از روش بلوکی وینر<sup>۳</sup> که مدلی نسبتاً ساده اما نزدیک به واقعیت است و با استفاده از ترکیبی از روش‌های بالا توسعه داده شده، بهره برده‌ایم. هدف اصلی از کنترل موتورهای توربین هوایی، محاسبه دبی سوخت ورودی به موتور برای تولید نیروی پیشران (تراست<sup>۴</sup>) مطلوب خلبان (PLA) در زمان مناسب و با رعایت قیود عملکردی و فیزیکی موتور است. با توجه به اینکه امکان اندازه‌گیری مستقیم نیروی پیشران وجود ندارد، باید از پارامترهای معادل که رابطه مستقیمی با نیروی پیشران دارند، استفاده شود. در این مقاله دور محور فشار پایین ( $N_1$ ) به‌عنوان عامل معادل نیروی پیشران در نظر گرفته شده است. همچنین دور محور فشار بالا ( $N_2$ )، شتاب محور فشار بالا ( $\dot{N}_2$ ) و فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا ( $Ps3$ ) به‌عنوان عواملی که می‌بایست قیود مربوط به خود را رعایت کنند، در نظر گرفته شده‌اند. بنابراین ورودی مدل موتور دبی سوخت و خروجی‌های مدل موتور دور محور فشار پایین ( $N_1$ )، دور محور فشار بالا ( $N_2$ ) و فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا ( $Ps3$ ) در نظر گرفته شده است. بر اساس روش

وینر، بین پارامتر ورودی که در اینجا دبی سوخت است و هر یک از پارامترهای خروجی، دو بلوک متوالی قرار دارد. در ادامه، فرایند محاسبه هر یک از بلوک‌ها توضیح داده شده است.

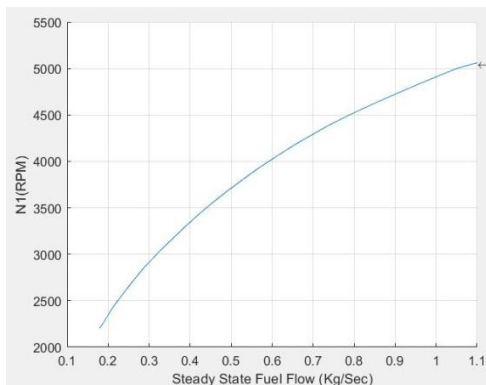
## ۱-۲. بلوک دینامیک خطی

ابتدا بلوک دینامیک خطی که رفتار حالت گذرای موتور را شبیه‌سازی می‌کند، قرار دارد. این بلوک در واقع تابع تبدیل بین دبی سوخت و پارامتر خروجی مربوطه است؛ که از مدل ترمودینامیکی موتور استخراج می‌شود [۹]. به‌عنوان نمونه، تابع تبدیل بین دبی سوخت (به‌عنوان ورودی) و دور محور فشار پایین (به‌عنوان خروجی) مطابق رابطه زیر است.

$$Transfer Function = \frac{1}{0.0049s^2 + 0.14s + 1}$$

## ۲-۲. بلوک استاتیک غیرخطی

پس از بلوک دینامیک خطی، بلوک استاتیک غیرخطی قرار دارد که رفتار حالت پایای موتور را شبیه‌سازی می‌کند. این بلوک در واقع یک جدول جست‌وجوی بین دبی سوخت ورودی به موتور و پارامتر خروجی مربوطه است که از نرم‌افزار GasTurb استخراج شده است. به‌عنوان نمونه، شکل ۱ نشان‌دهنده جدول جست‌وجو بین دور محور فشار پایین موتور و دبی سوخت حالت پایای ورودی به موتور است.

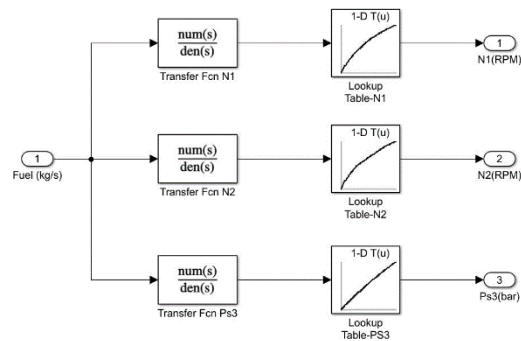


شکل ۱. نمودار تغییرات دور محور فشار پایین بر اساس دبی سوخت حالت پایای ورودی به موتور



## ۳-۲. مدل وینر موتور

با ترکیب بلوک‌های دینامیک خطی و استاتیک غیرخطی، مدل بلوکی موتور به دست می‌آید. برای اینکه مدل بلوکی موتور از نوع وینر باشد، می‌بایست ابتدا بلوک دینامیک خطی و سپس بلوک استاتیک غیرخطی قرار گیرد. مطابق شکل ۲، سه سری مجموعه بلوک برای مدل‌سازی موتور توربوپن در نظر گرفته شده است؛ که هر سری (خط) ارتباط بین دبی سوخت ورودی به موتور و یکی از پارامترهای خروجی مدل است.



شکل ۲. مدل موتور IR-59 بر اساس روش

مدل‌سازی بلوکی وینر

## ۳. طراحی کنترلر دوکاناله

پس از مدل‌سازی موتور توربوپن، طراحی کنترلر برای مدل باید انجام شود. برای طراحی کنترلر دوکاناله، در ابتدا می‌بایست کنترلر تک کاناله بر اساس قوانین کنترلی طراحی شده و سپس با استفاده از مفاهیم مبحث دوکاناله، کنترلر دوکاناله طراحی شود.

### ۳-۱. طراحی کنترلر تک کاناله

دبی سوخت اعمالی به موتور، از دو بخش زیر تشکیل شده است:

۱. دبی سوخت حالت گذرا: دبی سوخت موردنیاز موتور برای تغییر از حالت A به حالت B، با رعایت تمامی قیود و تأمین نیروی پیشران مطلوب خلبان در حداقل زمان است.

۲. دبی سوخت حالت پایا: دبی سوختی است که در هر لحظه برای حفظ موتور به صورت ایمن در همان حالت باید به موتور اعمال شود. برای محاسبه دبی سوخت حالت گذرا، روش‌های کنترلی مختلفی از جمله روش کنترل چندمتغیره<sup>۵</sup> [۱۰]، فازی<sup>۶</sup> [۱۱] [۱۲]، مقاوم<sup>۷</sup> [۱۳]، پیش‌بین<sup>۸</sup> [۱۴] [۱۵]، کنترل Min-Max [۱۶] [۱۷] و ... وجود دارد. روش کنترلی Min-Max یک روش کنترلی کاملاً صنعتی و متداول در توربین‌های هوایی است. طراحی کنترلر در این مقاله با استفاده از این روش انجام شده است. روش کنترلی Min-Max مجموعه‌ای از حلقه‌های کنترلی است که در هر حلقه یک قانون کنترلی اعمال شده و بر اساس یک استراتژی Min-Max، خروجی یکی از حلقه‌ها به‌عنوان فرمان کنترلی انتخاب می‌شود. در این مقاله ضمن تأمین نیروی پیشران موتور مطلوب خلبان در حداقل زمان، می‌بایست قیود عملکردی و فیزیکی زیر نیز رعایت شود:

۱. حداکثر سرعت دورانی محور فشار پایین (فرمان خلبان)؛

۲. حداکثر سرعت دورانی محور فشار بالا؛

۳. حداکثر شتاب زاویه‌ای محور فشار بالا؛

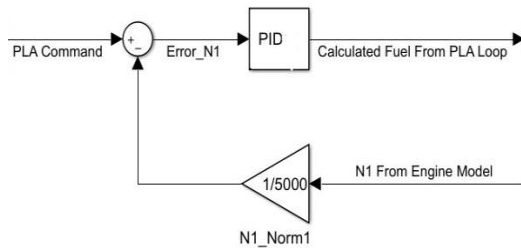
۴. حداقل شتاب زاویه‌ای محور فشار بالا؛

۵. حداکثر فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا؛

۶. حداقل فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا.

در الگوریتم Min-Max برای کنترل هر یک از این قیود، از یک حلقه کنترلی استفاده شده است. در هر یک از حلقه‌های کنترلی با توجه به شرایط حاکم بر حلقه از ضریب تناسبی<sup>۹</sup>، انتگرال‌گیر<sup>۱۰</sup>، مشتق‌گیر<sup>۱۱</sup> یا ترکیبی از آن‌ها استفاده شده است. منتظری و جعفری، ضرایب کنترلی در هر یک از





شکل ۳- حلقه کنترلی فرمان خلبان در محیط سیمولینک

معادله‌های زیر، راهبرد Min-Max طراحی شده برای کنترلر را بیان می‌کنند. با اعمال این راهبرد بر حلقه‌های کنترلی، خروجی یکی از حلقه‌ها، به‌عنوان دبی سوخت حالت گذرای موتور انتخاب می‌شود.

$$\dot{m}_{min} = \min(\dot{m}_{N_{1max}}, \dot{m}_{N_{2max}}, \dot{m}_{N_{3max}}, \dot{m}_{PS_{3max}})$$

$$\dot{m}_{Transient} = \max(\dot{m}_{N_{2min}}, \dot{m}_{PS_{3min}}, \dot{m}_{min})$$

برای محاسبه دبی سوخت حالت پایا، از یک عامل انتگرال‌گیر پس از دبی سوخت حالت گذرا استفاده شده است. بنابراین دبی سوخت نهایی اعمالی به موتور، انتگرال دبی سوخت حالت گذراست. روش دیگر برای محاسبه دبی سوخت حالت پایا، استفاده از یک جدول جست‌وجو است. این جدول جست‌وجو، اندازه دبی سوخت بر اساس دور محور فشار پایین ( $N_1$ ) است. در هر لحظه با توجه به دور محور فشار پایین موتور، دبی سوخت حالت پایای متناظر محاسبه می‌شود. در صورت استفاده از جدول جست‌وجو برای محاسبه دبی سوخت حالت پایا، حاصل جمع دبی سوخت حالت پایا و حالت گذرا، به‌عنوان دبی سوخت نهایی به موتور اعمال می‌شود. با توجه به اینکه استفاده از جدول جست‌وجو، محدود به شرایط پیش‌بینی شده است، در این مقاله از عامل انتگرال‌گیر برای اعمال دبی سوخت حالت پایا، استفاده شده است. این امر سبب افزایش انعطاف‌پذیری کنترلر در شرایط غیرقابل پیش‌بینی شده است.

حلقه‌ها را با استفاده از الگوریتم ژنتیک برای کنترلر تک‌کاناله محاسبه کردند. در مقاله حاضر از این ضرایب استفاده شده است [۱۸]. به‌عنوان نمونه حلقه کنترل حداکثر سرعت دورانی محور فشار پایین (فرمان خلبان) مطابق شکل ۳ است. در این حلقه دور محور فشار پایین (فرمان خلبان) که بین ۰ تا ۱ تغییر می‌کند، مقدار مطلوب حلقه کنترلی است. دور محور فشار پایین به‌صورت فیدبک از موتور گرفته شده و پس از عادی‌کردن دور محور فشار پایین (تقسیم دور محور فشار پایین بر حداکثر مقدار مجاز آن)، از مقدار مطلوب کم شده و خطای حلقه محاسبه می‌شود. در انتها، سیگنال خطای محاسبه‌شده به یک کنترلر PID وارد شده و دبی سوخت حالت گذرا بر اساس فرمان خلبان محاسبه می‌شود. تنها تفاوت حلقه فرمان خلبان با سایر حلقه‌ها در این نکته است که در سایر حلقه‌ها مقدار مطلوب، قيود حداقلی یا حداکثری پارامتر موردبررسی در آن حلقه است؛ اما در حلقه فرمان خلبان علاوه بر کنترل قید حداکثری دور محور فشار پایین، فرمان خلبان مطلوب (مقدار مطلوب دور محور فشار پایین) نیز تأمین می‌شود. رابطه زیر، بیان ریاضی حلقه کنترل فرمان خلبان است.

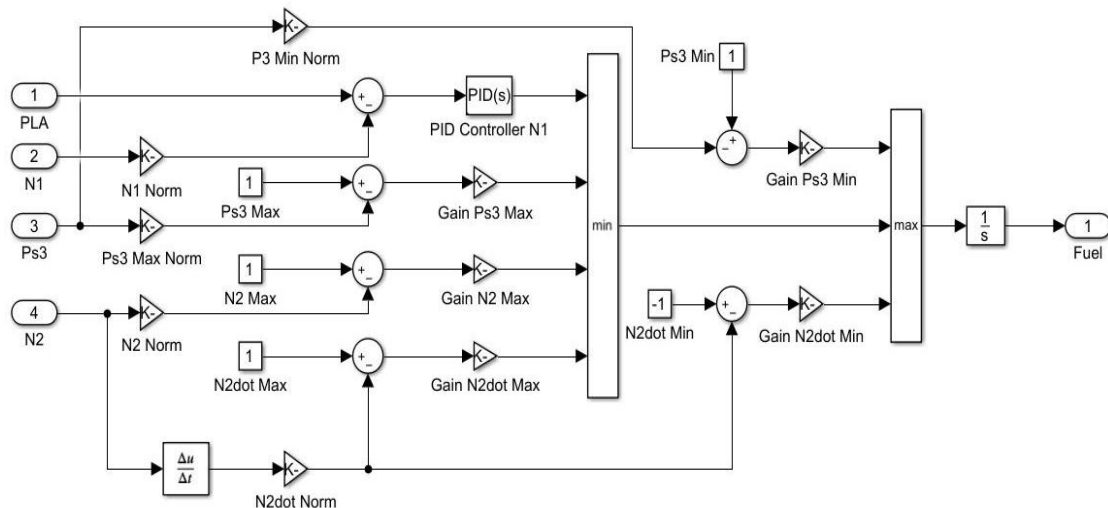
$$F.F. = (PLA - \frac{n_1}{5000}) \times (P + I \frac{1}{s} + D \frac{N}{1+N \frac{1}{s}})$$

جدول زیر مقادیر پارامترهای کنترلی استفاده‌شده در رابطه بالا را نمایش می‌دهد.

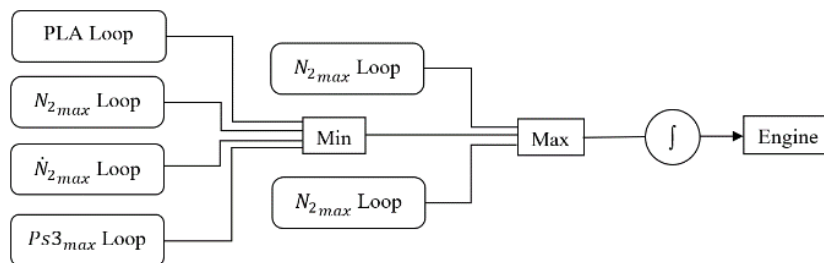
جدول ۱- پارامترهای کنترلی حلقه فرمان خلبان

نماد پارامتر	عنوان پارامتر	مقدار محاسبه‌شده پارامتر
P	ضریب تناسبی	۲
I	ضریب انتگرال‌گیر	۰/۱
D	ضریب مشتق‌گیر	۰/۲
N	ضریب فیلتر	۱۰۰





شکل ۴- کنترلر تک کاناله طراحی شده در محیط سیمولینک نرم افزار متلب



شکل ۵- شماتیک کنترلر تک کاناله طراحی شده

از کانال، کنترلر است. پارامترهای مختلف موتور به وسیله حسگرها به صورت مستقل برای هر کانال یا اشتراکی دوکانال، به عنوان ورودی به هر کانال وارد می شود. به صورت همزمان در هر دو کانال، دبی سوخت بر اساس قوانین کنترلی پیاده سازی شده، محاسبه می شود. سپس بر اساس استراتژی انتخاب کانال فعال، دبی سوخت محاسبه شده در یکی از کانالها (کانال فعال<sup>۱۳</sup>) به موتور اعمال می شود. بر اساس راهنمای آموزشی موتور CFM56 انتخاب کانال فعال، بر اساس سلامت هر کانال و دور محور فشار بالا ( $N_2$ )، انجام می شود. در این مقاله انتخاب کانال فعال بر اساس دور محور فشار بالا بررسی شده است. بر اساس مطالب بیان شده در راهنمای آموزشی، در حالتی که دور محور فشار بالا ( $N_2$ ) در هر دو کانال، کمتر از ۱۱۰۰۰ RPM باشد، کانال ۱ فعال

شکل ۴، کنترلر تک کاناله طراحی شده در محیط سیمولینک نرم افزار متلب را نمایش می دهد. شکل ۵، شماتیک کنترلر تک کاناله طراحی شده را نمایش می دهد. مطابق شکل ۵، خروجی هر یک از حلقه های کنترلی، دبی سوخت محاسبه شده در آن حلقه بر اساس قانون کنترلی اعمال شده در آن حلقه است.

### ۳-۲. مفهوم کنترلر دوکاناله

قبل از طراحی کنترلر دوکاناله، ابتدا لازم است مفهوم دوکاناله بودن بررسی شود. به دلیل صنعتی بودن کنترلرهای دوکاناله، داده های کمی در مورد کنترلر دوکاناله موتورهای هوایی وجود دارد. در این مقاله مفاهیم کنترلر دوکاناله موتور از راهنمای آموزشی موتور CFM56 به دست آمده است [۱۹]. اساساً استفاده از کنترلر دوکاناله برای تحقق مفهوم کانال اضافی<sup>۱۴</sup> است. در اینجا منظور



می‌شود و در غیر این صورت هر کانالی که زودتر به دور محور فشار بالا  $11000$  RPM برسد، کانال فعال است. با توجه به طراحی موتور IR-59، حداکثر  $N_2$  مجاز تقریباً  $14400$  RPM است. هنگامی که در هر دو کانال،  $N_2$  برابر یا بیشتر از  $11000$  RPM باشد، کانالی که  $N_2$  بزرگ‌تری دارد، نشان‌دهنده شرایط بحرانی‌تر موتور است؛ بنابراین باید شرایط بحرانی‌تر که خطرهای بیشتری دارد را کنترل کرد. بر اساس مطالب موجود در راهنمای آموزشی، در صورتی که حداقل در یکی از دو کانال،  $N_2$  برابر یا بیشتر از  $11000$  RPM باشد، کانالی که  $N_2$  بزرگ‌تری دارد، فعال می‌شود. در صورتی که  $N_2$  در هر دو کانال، برابر یا بیشتر از  $11000$  RPM باشد و این مقدار در دو کانال با هم برابر باشد، کانال ۱ فعال می‌شود. خلاصه مطالب گفته شده، در جدول ۲ نمایش داده شده است.

جدول ۲- حالت‌های مختلف انتخاب کانال فعال بر

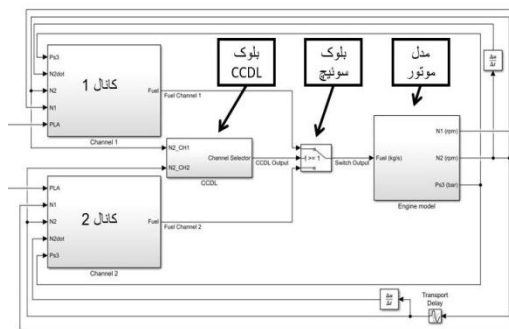
اساس دور محور فشار بالا

حالت	$N_2$ کانال ۱	$N_2$ کانال ۲	رابطه $N_2$ دو کانال	کانال فعال
۱	$< 11000$	$< 11000$	-	۱
۲	$\geq 11000$	$< 11000$	-	۱
۳	$< 11000$	$\geq 11000$	-	۲
۴	$\geq 11000$	$\geq 11000$	$Ch1 > Ch2$	۱
۵	$\geq 11000$	$\geq 11000$	$Ch1 < Ch2$	۲
۶	$\geq 11000$	$\geq 11000$	$Ch1 = Ch2$	۱

### ۳-۳. طراحی کنترلر دوکاناله

در کنترلر دوکاناله، همواره در هر دو کانال با توجه به داده‌های ورودی به کانال‌ها و بر اساس الگوریتم کنترلی پیاده‌سازی شده، دبی سوخت محاسبه می‌شود؛ اما همواره دبی سوخت

محاسبه شده در کانال فعال به موتور اعمال می‌شود. مطابق شکل ۶، برای پیاده‌سازی استراتژی انتخاب کانال فعال بر اساس دور محور فشار بالا ( $N_2$ )، از بلوک‌های شرطی در نرم‌افزار سیمولینک استفاده شده است. استراتژی انتخاب کانال فعال، در زیرسیستم CCDL پیاده‌سازی شده است. خروجی بلوک CCDL به یک بلوک سوئیچ متصل است که دبی سوخت کانال فعال را به موتور اعمال می‌کند.



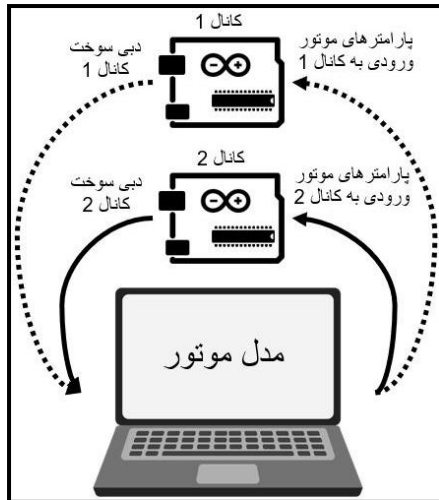
شکل ۶- کنترلر دوکاناله به صورت نرم‌افزار در حلقه با مدل موتور در محیط سیمولینک

با توجه به اینکه در این مقاله از مدل موتور استفاده شده است، همواره  $N_2$  ورودی به هر دو کانال، با هم برابرند و در نتیجه همواره کانال ۱ فعال خواهد بود. با استفاده از بلوک تأخیر زمانی و اعمال ۴ ثانیه تأخیر زمانی بر  $N_2$  ورودی به کانال ۲، اختلاف بین  $N_2$  ورودی به دو کانال ایجاد می‌شود؛ که بر اساس استراتژی حاکم بر بلوک CCDL، کانال فعال تغییر می‌کند.

### ۴. آزمایش سخت‌افزاری کنترلر دوکاناله

برای آزمایش سخت‌افزار در حلقه ( $HIL^{14}$ )، لازم است تا هر دو کانال (کنترلر) به صورت سخت‌افزاری پیاده‌سازی شده و با یک ارتباط با مدل موتور موجود در رایانه مرتبط شوند. برای هر کانال، یک عدد برد آردوینو Due به عنوان سخت‌افزار استفاده شده است که کنترلر دبی سوخت حالت گذرا در آن پیاده‌سازی شده است. دبی

پارامترهای موتور ( $N_1$ ,  $N_2$ ,  $\dot{N}_2$  و  $Ps3$ ) به‌عنوان خروجی رایانه (ورودی به سخت‌افزار) است.

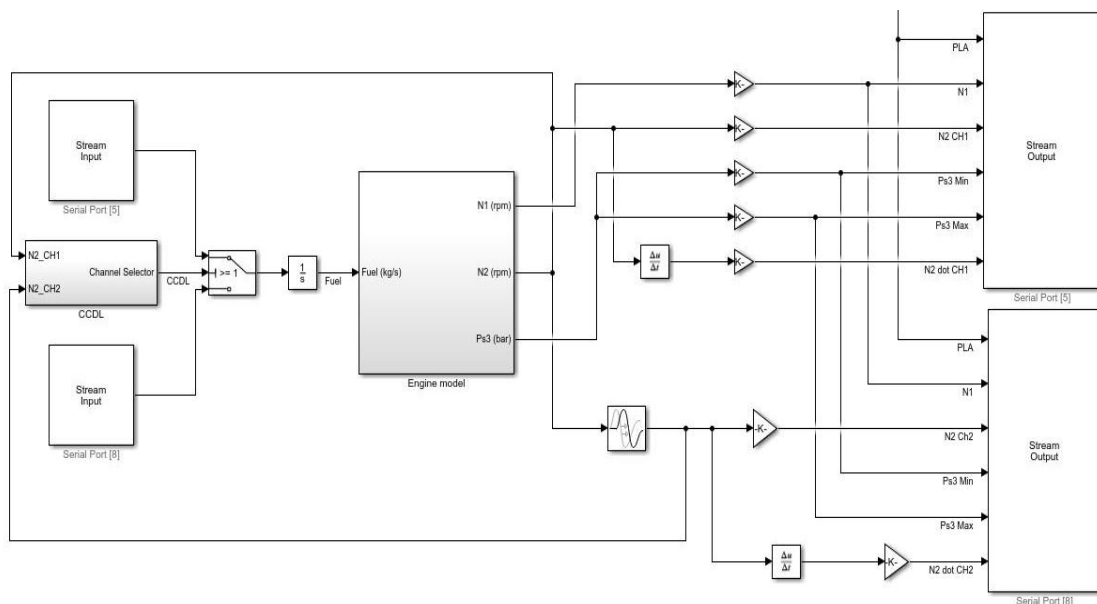


شکل ۷. شماتیک ارتباط بین دو کنترلر و مدل موتور در تست سخت‌افزار در حلقه (HIL)

### ۵. نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه

برای بررسی عملکرد کنترلر طراحی شده به‌صورت سخت‌افزار در حلقه (HIL) در حالت‌های مختلف، فرمان خلبان به شکل شیب، پله و موج سینوسی به کنترلر اعمال شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی به ازای هر یک از فرمان‌های خلبان بیان شده، در ادامه به تفصیل بررسی شده است.

سوخت ورودی به موتور، حاصل انتگرال دبی سوخت حالت گذرای محاسبه‌شده در کنترلر است. با توجه به اینکه عامل انتگرال‌گیر یک عملگر حافظه‌دار است و مقادیر ورودی قبلی به آن در محاسبه مقدار دبی سوخت جدید تأثیر دارد، دبی سوخت حالت گذرا از کنترلرها به موتور وارد می‌شود و پس از انتخاب کانال فعال، با انتگرال‌گیری از دبی سوخت حالت گذرای کانال فعال، دبی سوخت اعمالی به موتور محاسبه می‌شود. این بدان معنا است که دبی سوخت اعمالی به موتور، حاصل انتگرال دبی سوخت حالت گذرای کانال فعال است که در هر لحظه تنها یکی از دو کانال می‌تواند فعال باشد. برای ارتباط سخت‌افزارها (کانال‌ها) با مدل موتور موجود در رایانه، از کابل USB که نوعی ارتباط سریال محسوب می‌شود، استفاده شده است. طبق شکل ۸، انتخاب کانال فعال و انتگرال‌گیری از دبی سوخت اعمالی به موتور در محیط سیمولینک انجام می‌شود. مطابق شکل ۷، دبی سوخت حالت گذرای محاسبه‌شده در دو کانال به‌عنوان ورودی به رایانه (خروجی از سخت‌افزار) و

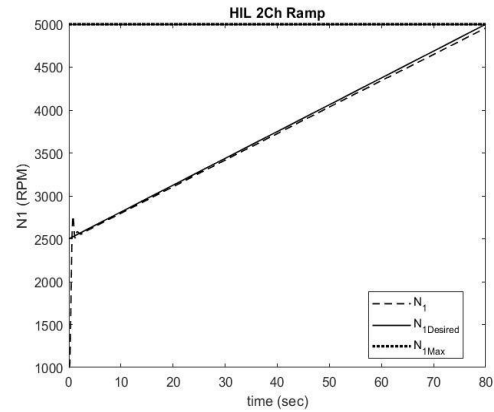


شکل ۸- کنترلر دو کاناله به‌صورت سخت‌افزار در حلقه با مدل موتور در محیط سیمولینک



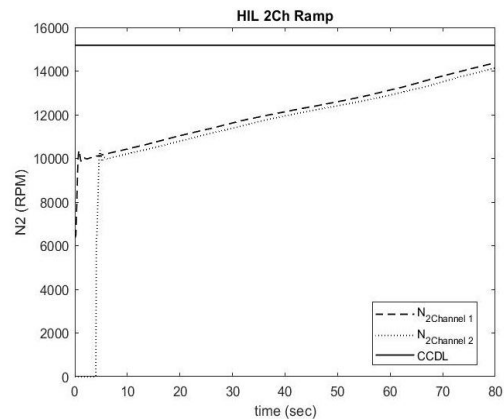
## ۵-۱. پاسخ شیب

تغییرات فرمان خلبان در واقعیت به صورت تدریجی انجام می‌شود. برای اعمال تغییرات تدریجی، فرمان خلبان به شکل شیب ثابت به کنترلر اعمال شده است.



شکل ۹- تغییرات دور محور فشار پایین در پاسخ به شیب

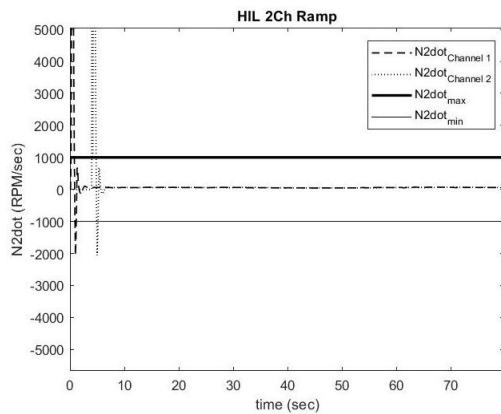
مطابق شکل ۹، دور محور فشار پایین به خوبی به مقدار مطلوب (فرمان خلبان) میل می‌کند. طبق شکل ۱۰، دور محور فشار بالا به خوبی قید کنترلی را رعایت کرده و انتخاب کانال فعال بر استراتژی پیاده‌سازی شده، به خوبی انجام می‌شود.



شکل ۱۰- تغییرات دور محور فشار بالا در پاسخ به شیب

در شکل ۱۰، هرگاه مقدار CCDL حداکثر باشد (۱۴۴۰۰)، کانال ۱ فعال است و هرگاه مقدار CCDL حداقل باشد (۰)، کانال ۲ فعال

است؛ که در اینجا همواره کانال ۱ فعال است. طبق شکل ۱۱، تغییرات شتاب محور فشار بالا در هر دو کانال، به جز لحظات روشن شدن موتور در کانالها (ثانیه ۰ برای کانال ۱ و ثانیه ۴ برای کانال ۲) به خوبی قيود حداقلی و حداکثری را رعایت کرده است. در واقعیت موتور به صورت آنی روشن نمی‌شود و روشن شدن موتور به صورت تدریجی است و فرایند خاصی را طی می‌کند که در این شبیه‌سازی اعمال نشده است. بنابراین فرارفت شتاب محور فشار بالا در لحظات روشن شدن موتور در کانالها، مورد توجه نیست.

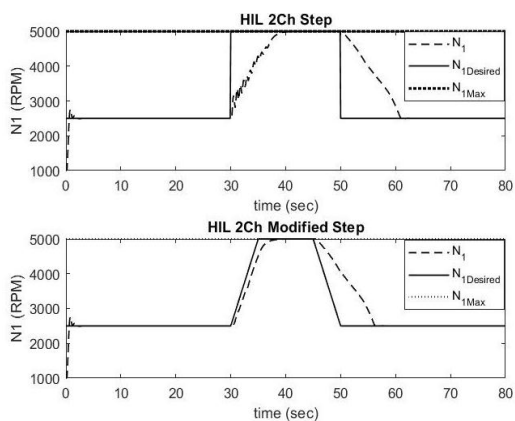


شکل ۱۱- تغییرات شتاب محور فشار بالا در پاسخ به شیب

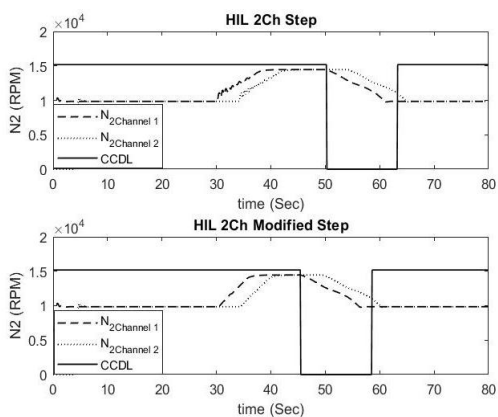
طبق شکل ۱۲، فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا ( $Ps3$ )، به خوبی قيود حداقلی و حداکثری را رعایت کرده است.

طبق شکل ۱۳، دبی سوخت محاسبه‌شده در دو کانال و دبی سوخت اعمالی به موتور مشاهده می‌شود. با توجه به اینکه همواره کانال ۱ فعال است؛ دبی سوخت اعمالی به موتور همان دبی سوخت محاسبه‌شده در کانال ۱ است. دبی سوخت اعمالی به موتور، تغییرات تدریجی دارد که مطلوب است. کنترلر در حالتی که فرمان خلبان به شکل شیب به آن اعمال می‌شود، در مجموع عملکرد مناسبی را نشان می‌دهد. در این بخش تمامی نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای

طبق قسمت پایین شکل ۱۴، دور محور فشار پایین در پاسخ به پله اصلاح شده، عملکرد بسیار مطلوب تری را نسبت به فرمان خلبان به شکل پله نشان می دهد. طبق شکل ۱۵، تغییرات دور محور فشار بالا در هر دو حالت به خوبی قید حداکثری را رعایت کرده و تغییر کانال فعال بر اساس استراتژی پیاده سازی شده، به خوبی دو مرتبه انجام می شود.



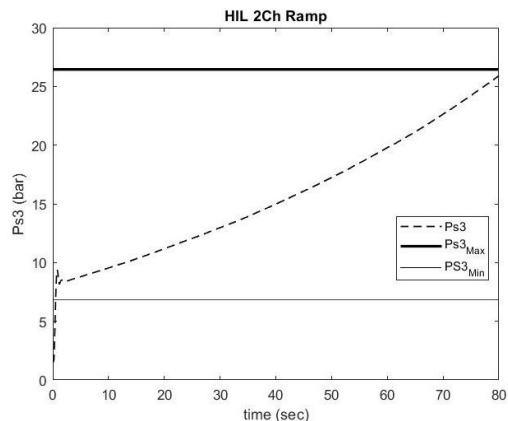
شکل ۱۴ - تغییرات دور محور فشار پایین در پاسخ به پله



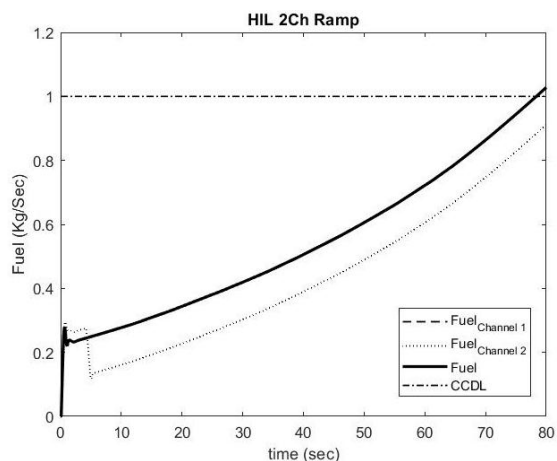
شکل ۱۵ - تغییرات دور محور فشار بالا در پاسخ به پله

طبق شکل ۱۶، شتاب محور فشار بالا در پاسخ به پله، در لحظه افزایش فرمان خلبان در هر دو کانال، قیود را نقض می کند؛ ولی شتاب محور فشار بالا در پاسخ به پله اصلاح شده به دلیل تدریجی بودن تغییرات، قیود را رعایت می کند.

فرمان خلبان به شکل شیب بررسی شد، اما برای پاسخ پله و موج سینوسی، تنها نتایجی که اهمیت زیادی داشته یا نکته خاصی باشد، بررسی شده است.



شکل ۱۲ - تغییرات فشار استاتیکی خروجی از کمپرسور فشار بالا در پاسخ به شیب

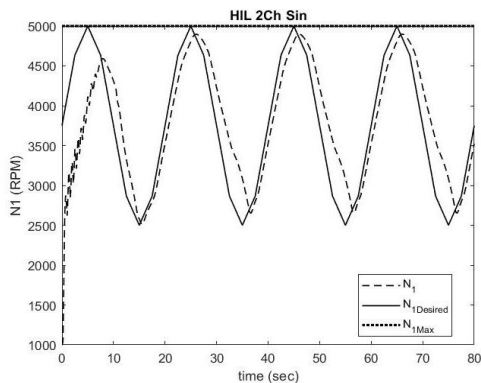


شکل ۱۳ - تغییرات دبی سوخت در پاسخ به شیب

## ۲-۵. پاسخ پله

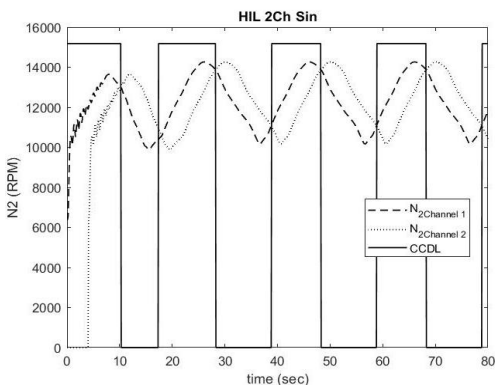
در این بخش، قسمت بالای تمامی شکل ها، پاسخ پله پارامتر مورد نظر و پایین تمامی شکل ها، پاسخ پله اصلاح شده پارامتر مورد نظر است. مطابق شکل ۱۴، دور محور فشار پایین در پاسخ به پله، با اندکی تأخیر به مقدار مطلوب میل کرده است. تغییرات در فرمان خلبان به شکل پله به صورت آنی است که با واقعیت تطابق ندارد؛ بنابراین با تدریجی کردن تغییرات فرمان خلبان، فرمان خلبان به شکل پله اصلاح شده حاصل می شود.

کانال به خوبی قید حداکثری را رعایت کرده و تغییر کانال فعال به صورت مکرر به خوبی انجام می‌شود. مطابق شکل ۲۰، تغییرات دور محور فشار بالا در هر دو کانال، به جز لحظه روشن شدن موتور در هر کانال، به خوبی قیود حداقلی و حداکثری را رعایت می‌کند.



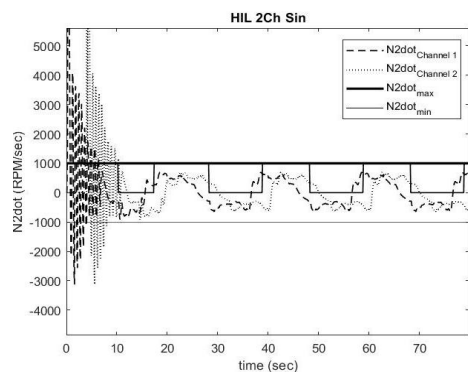
شکل ۱۸ - تغییرات دور محور فشار پایین در پاسخ

به موج سینوسی



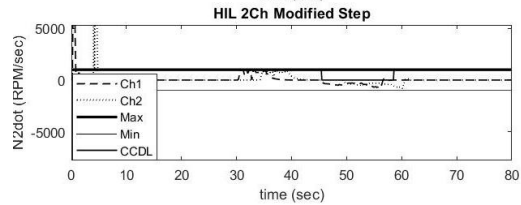
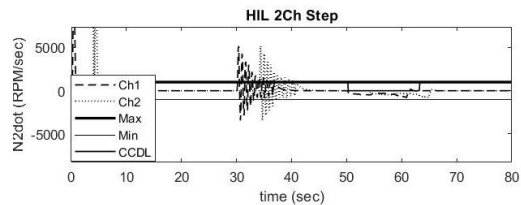
شکل ۱۹ - تغییرات دور محور فشار بالا در پاسخ به

موج سینوسی

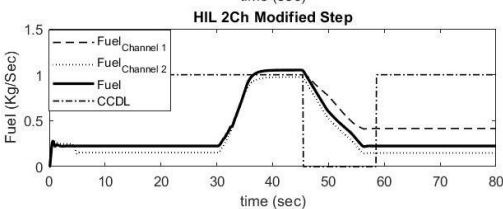
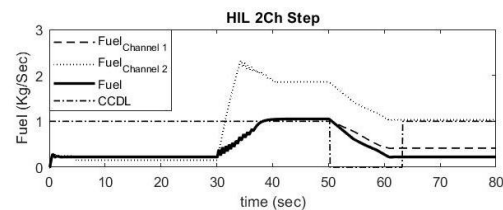


شکل ۲۰ - تغییرات شتاب محور فشار بالا در پاسخ

به موج سینوسی



شکل ۱۶ - تغییرات شتاب محور فشار بالا در پاسخ به پله



شکل ۱۷ - تغییرات دبی سوخت در پاسخ به پله

مطابق شکل ۱۷، تغییرات دبی سوخت در هر دو حالت، رفتار مناسبی را نشان داده و اثر تغییر کانال فعال، بر دبی سوخت اعمالی به موتور مشاهده می‌شود.

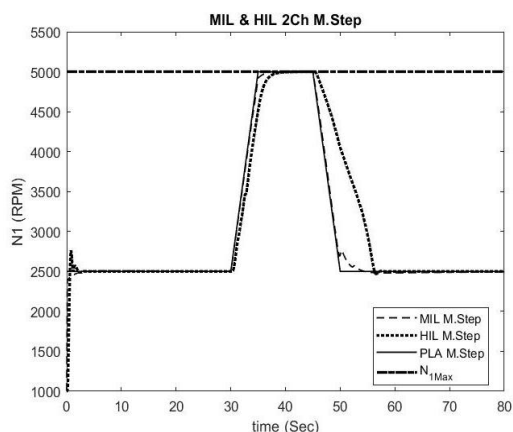
### ۳-۵. پاسخ موج سینوسی

به منظور بررسی عملکرد کنترلر در حالتی که کانال فعال به صورت مکرر تغییر کند، فرمان خلبان به شکل موج سینوسی به کنترلر اعمال شده است. فرمان خلبان به شکل یک موج سینوسی با فرکانس ۰/۰۵ هرتز، دامنه ۰/۲۵ و عرض از مبدأ ۰/۷۵ به کنترلر اعمال شده است. مطابق شکل ۱۸، دور محور فشار پایین به خوبی به مقدار مطلوب میل کرده است.

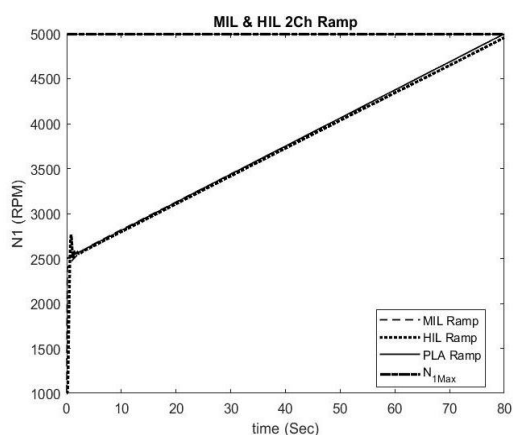
طبق شکل ۱۹، دور محور فشار بالا در هر دو



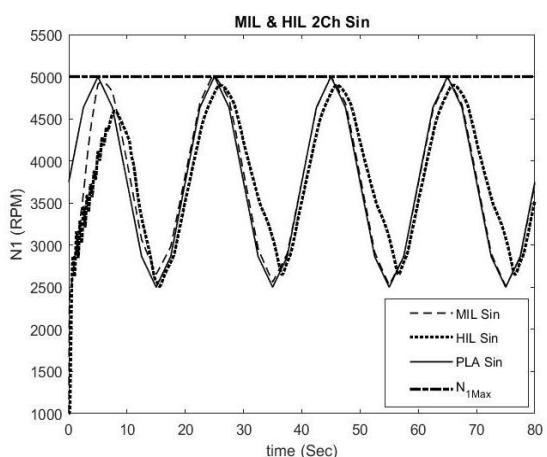
است.



شکل ۲۲- تغییرات دور محور فشار پایین در پاسخ به پله اصلاح شده



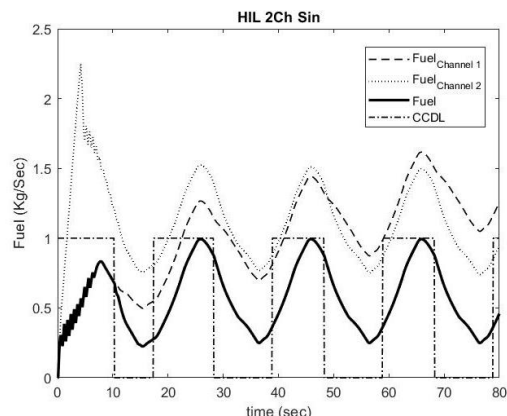
شکل ۲۳- تغییرات دور محور فشار پایین در پاسخ به شیب



شکل ۲۴- تغییرات دور محور فشار پایین در پاسخ به موج سینوسی

طبق شکل ۲۴، دور محور فشار پایین در آزمایش HIL با اندکی تأخیر نسبت به آزمایش

مطابق شکل ۲۱، دبی سوخت اعمالی به موتور رفتار بسیار مطلوبی را نمایش می‌دهد.



شکل ۲۱- تغییرات دبی سوخت در پاسخ به موج سینوسی

## ۶. مقایسه نتایج شبیه‌سازی‌های سخت‌افزار و نرم‌افزار در حلقه

برای بررسی عملکرد کنترلر دوکاناله طراحی‌شده، نتایج حاصل از تست HIL با نتایج حاصل از تست MIL باید مقایسه شوند. با توجه به اینکه هدف کنترلر طراحی‌شده، کنترل تراست موتور (پارامتر دور محور فشار پایین) است؛ در این بخش تنها تغییرات دور محور فشار پایین در تست‌های MIL و HIL بررسی شده است. مطابق شکل ۲۲، دور محور فشار پایین در آزمایش HIL با اندکی تأخیر نسبت به آزمایش MIL به دور موتور مطلوب (فرمان خلبان به شکل پله اصلاح شده) میل می‌کند. علت کند بودن سامانه در آزمایش HIL سریع بودن تغییرات فرمان خلبان و استفاده از عامل انتگرال‌گیر برای محاسبه دبی سوخت حالت پایاست.

طبق شکل ۲۳، دور محور فشار پایین در آزمایش HIL و MIL کاملاً بر هم منطبق بوده و به‌صورت کامل به دور موتور مطلوب (فرمان خلبان به شیب) میل می‌کند. فرمان خلبان به شکل شیب، نزدیک‌ترین حالت به واقعیت است که عملکرد کنترلر در این حالت بسیار مطلوب

## ۷. قدردانی

مقاله حاضر بخشی از پایان نامه مقطع ارشد در دانشگاه علم و صنعت ایران است. نگارنده بر خود لازم می‌داند از حمایت‌های صورت گرفته در پژوهشکده توربین‌های گازی دانشگاه علم و صنعت ایران، در راستای انجام این پژوهش تشکر نماید.

## ۸. مأخذ

- [1] H. Austin Spang, H. Brown, Control of jet engines, *Control Engineering Practice*, Vol. 7, pp. 1043-1059, 1999.
- [2] M. Montazeri-Gh, M. Safarabadi-F, Modeling and simulation of gas turbine aero-engine performance for fuel control system design, *International Journal of Industrial Engineering & Production Research*, Vol. 19, No. 10, pp. 99-107, 2006.
- [3] M. Montazeri-Gh, S. Abyaneh, S. Kazemnejad, Hardware-in-the-loop simulation of two-shaft gas turbine engine's electronic control unit, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of System and Control Engineering*, Vol. 230, No. 6, 2016.
- [4] J. W. Chapman, T. M. Lavelle, R. D. May, J. S. Litt, T. H. Guo, Propulsion system simulation using the toolbox for the modeling and analysis of thermodynamic systems (T-MATS), 2014.
- [5] K. Wilson, M. P. Schoen, Jet Engine Modeling and Control Using T-MATS, 2020.
- [6] S. S. Ahmed, M. K. Zeb, S. Salamat, Methodology for Development of Complete Engine Deck for a Low Bypass Turbofan Engine, *IEEE*, 2021.
- [7] M. Montazeri-Gh, S. Jafari, S.A.R. Miran, E. Mohammadi, Modeling of microjet engine by system identification method, *International Conference of the Iranian Aerospace Association*, Tehran: University of Tehran, 2013. (in Persian)
- [8] E. Mohammadi, M. Montazeri-Gh, A

MIL به دور موتور مطلوب (فرمان خلبان به شکل موج سینوسی) میل می‌کند. کنترلر در این حالت نیز عملکرد بسیار مطلوبی دارد.

## ۶. نتیجه‌گیری

هدف این مقاله طراحی و آزمایش کنترلر دوکاناله دبی سوخت موتور توربوپن بوده است. در این مقاله ابتدا مدل رایانه‌ای موتور بر اساس روش بلوکی وینر استخراج شد و سپس کنترلر تک کاناله بر اساس الگوریتم Min-Max پیاده‌سازی شد. در ادامه مفهوم کنترلر دو کاناله مورد بررسی قرار گرفت و معیار دورمحور فشار بالا به‌عنوان روش انتخاب کانال فعال انتخاب شد. سپس بر اساس این معیار، حالت‌های مختلف ممکن در ۶ دسته بررسی شد و کنترلر دوکاناله بر این اساس طراحی شد. در نهایت به‌منظور بررسی عملکرد کنترلر دوکاناله طراحی‌شده، آزمایش‌های نرم‌افزار در حلقه (MIL) و سخت‌افزار در حلقه (HIL) انجام شد. نتایج آزمایش‌های MIL منطبق با نتایج کارهای انجام‌شده قبلی در پژوهشکده توربین گاز بود. نتایج آزمایش‌های MIL و HIL نیز بسیار به هم نزدیک بوده که مطلوب است. با اعمال فرمان خلبان به شکل شیب، تمامی قیود رعایت شد و دور محور فشار پایین (پارامتر معادل تراست) به‌خوبی به مقدار مطلوب (فرمان خلبان) میل کرد. با اعمال فرمان خلبان به شکل پله، به دلیل تغییرات آنی فرمان خلبان، در بعضی لحظات قیود کنترلی نقض شدند که با تدریجی کردن تغییرات فرمان خلبان، قیود به‌خوبی رعایت شدند. در انتها برای بررسی اثر تغییر مکرر کانال فعال بر عملکرد کنترلر، فرمان خلبان به شکل موج سینوسی به کنترلر اعمال شد؛ که نتایج حاصل مطلوب بوده و تمامی قیود رعایت شدند.



- Approach for Stall Prevention and Rotation Speed Limiting in a Min–Max Controller Structure, *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, Vol. 30, No. 1, pp. 27-40, 2019.
- [17] S.M. Tajalli, S.A. Tajalli, Thermodynamic simulation of two-shaft gas turbine to study invasive weeds optimization and Min-Max controller strategies considering air-cooled blades, *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 33, No. 2, pp. 931-938, 2019.
- [18] M. Montazeri-Gh, S. Jafari, Evolutionary Optimization for Gain Tuning of jet Engine Min-Max Fuel Controller, *International Journal of Industrial Engineering & Production Research*, Vol. 19, No. 10, pp. 99-107, 2011.
- [19] CFMI Customer Training Services, *Training Manual CFM56-5A Engine Systems*, CFMI, pp. 7-13, 2000.
- New Approach to the Gray-Box Identification of Wiener Models With the Application of Gas Turbine Engine Modeling, *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 137, No. 7, 2015.
- [9] A. Khodadad Mostashiri, *Hardware in the loop simulation fuel unit control for turbofan engine in flight conditions*, Master of Science Thesis, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, 2018. (in Persian فارسی)
- [10] Q. Jia, X. Shi, H. Li, X. Han, H. Xiao, Multivariable robust gain scheduled LPV control synthesis of turbofan engine, *8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE)*, Prague, Czech Republic, 2017.
- [11] M. Montazeri-Gh, A. Safari, Tuning of fuzzy fuel controller for aero-engine thrust regulation and safety considerations using genetic algorithm, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 15, No. 3, pp. 183-192, 2011. (in Persian فارسی)
- [12] D. Han, A Study on Application of Fuzzy Adaptive Unscented Kalman Filter to Nonlinear Turbojet Engine Control, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 19, No. 2, pp. 399-410, 2018.
- [13] R. Andoga, L. Föző, R. Kovács, K. Beneda, T. Moravec, M. Schreiner, Robust Control of Small Turbojet Engines, *Advanced Control Systems and Optimization Techniques*, Vol. 7, No. 3, 2019.
- [14] D. Xian, G. Ying-Qing, Design of Model Predictive Controller for Commercial Turbofan Engine, 2013.
- [15] M. Montazeri-Gh, M. Ehteshami, A. Imani, Multivariable Model Predictive Control Design for a Turbofan Engine and Performance Comparison with Min-Max Controller, *Scientific Journal of Fluid Mechanics and Aerodynamics*, Vol. 8, No. 1, pp. 161-176, 2019.
- [16] A. Hadade, T. Yoneyama, A Novel

### پی نوشت

- 
- 1- Design Point
  - 2- Off-Design
  - 3- Wiener
  - 4- Thrust
  - 5- Multivariable
  - 6- Fuzzy
  - 7- Robust
  - 8- MPC (Model Predictive Control)
  - 9- Proportional
  - 10- Integrator
  - 11- Derivative
  - 12- Redundant Channel
  - 13- Active Channel
  - 14- Hardware-in-the-Loop

۱۰۲  
 سال ۱۰ - شماره ۲  
 پاییز و زمستان ۱۴۰۰  
 نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا

