

Design of a Fault-Tolerant Flight Control System for a Six-Degree-of-Freedom Aircraft Using GRU, TCN and Robust Voting

Sayed Mahdi Mortazavi, Hojat Taei* 

Department of Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran

ARTICLE INFO

Article Type

Original Research

Article History

Received: May 16, 2026

Revised: July 09, 2026

Accepted: July 25, 2026

ePublished: September 03, 2026

ABSTRACT

This study presents a fault-tolerant control framework for a six-degree-of-freedom aircraft aimed at preserving flight control system performance in the presence of software faults. As flight systems become increasingly dependent on software-based architectures, faults in the command generation path can lead to noticeable degradation in control quality. In the proposed structure, classical controllers are designed for the longitudinal and lateral channels, and a software fault is intentionally introduced in the lateral channel to evaluate the effectiveness of the method. To compensate for the failure effect on the aileron command, two data-driven models, namely a Gated Recurrent Unit (GRU) and a Temporal Convolutional Network (TCN), are trained using flight time-series data to generate auxiliary commands in parallel. The outputs of these two models, together with the output of the main controller, are fused through a robust voting mechanism. By relying on health indicators and reducing the influence of the faulty path, this mechanism provides a more stable final command to the system. To investigate the robustness of the proposed framework, the aircraft is subjected to severe atmospheric disturbances generated based on the standard Dryden turbulence model. Simulation results demonstrate that the proposed approach can mitigate the impact of the fault, preserve the continuity of lateral channel performance, and improve the stability of the system response under faulty and turbulent conditions without requiring an accurate fault model. Overall, the integration of classical control, data-driven models, and robust voting offers an effective solution for enhancing fault tolerance in flight control systems.

Keywords: Flight Control, Fault-Tolerant Control, Robust Voting, Gated Recurrent Unit (GRU), Temporal Convolutional Network (TCN)

How to cite this article

Mortazavi S.M, Taei H, Design of a Fault-Tolerant Flight Control System for a Six-Degree-of-Freedom Aircraft Using GRU, TCN and Robust Voting. Modares Mechanical Engineering; 2026;26(11):877-898.

*Corresponding author's email: H.Taei@eng.ui.ac.ir

*Corresponding ORCID ID: 0009-0001-6024-4387



Copyright© 2026, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.



طراحی سامانه کنترل پرواز تحمل‌پذیر خطا برای هواپیمای شش‌درجه‌آزادی مبتنی بر GRU، TCN و رأی‌گیری مقاوم

سیدمهدی مرتضوی، حجت طائی*

گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران

اطلاعات مقاله

نوع مقاله

مقاله پژوهشی

تاریخچه مقاله

دریافت: ۱۴۰۵/۰۲/۲۶

بازنگری: ۱۴۰۵/۰۴/۱۸

پذیرش: ۱۴۰۵/۰۵/۰۳

ارائه آنلاین: ۱۴۰۵/۰۶/۱۲

چکیده

در این پژوهش، یک چارچوب کنترل تحمل‌پذیر خطا برای هواپیمای شش‌درجه‌آزادی با هدف حفظ عملکرد سامانه کنترل پرواز در برابر خطاهای نرم‌افزاری ارائه شده است. با توجه به وابستگی روزافزون سامانه‌های پروازی به ساختارهای نرم‌افزارمحور، بروز خطا در مسیر تولید فرمان می‌تواند موجب افت محسوس کیفیت کنترل شود. در ساختار پیشنهادی، کنترل‌کننده‌های کلاسیک برای کانال‌های طولی و عرضی طراحی شده‌اند و به‌منظور ارزیابی عملکرد روش، یک خطای نرم‌افزاری در کانال عرضی اعمال شده است. برای جبران اثر این خرابی در فرمان ایلرون، دو مدل داده‌محور شامل واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) بر پایه داده‌های زمانی پرواز آموزش داده شده‌اند تا به‌صورت موازی فرمان کمکی تولید کنند. خروجی این دو مدل همراه با خروجی کنترل‌کننده اصلی از طریق یک سازوکار رأی‌گیری مقاوم تلفیق می‌شود. این سازوکار با تکیه بر شاخص‌های سلامت و کاهش اثر مسیر معیوب، فرمان نهایی پایدارتری در اختیار سامانه قرار می‌دهد. برای بررسی پایداری و مقاومت ساختار پیشنهادی، سامانه تحت اغتشاشات شدید جوی مبتنی بر مدل استاندارد درآیدن قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که روش پیشنهادی می‌تواند اثر خرابی را تضعیف کرده، پیوستگی عملکرد کانال عرضی را حفظ کند و بدون نیاز به مدل دقیق خرابی، پایداری پاسخ سامانه را در شرایط خطا بهبود دهد. در مجموع، ترکیب کنترل کلاسیک، مدل‌های داده‌محور و رأی‌گیری مقاوم، رویکردی مؤثر برای افزایش تحمل‌پذیری خطا در سامانه‌های کنترل پرواز فراهم می‌کند.

کلیدواژه‌ها: کنترل پرواز، کنترل تحمل‌پذیر خطا، رأی‌گیری مقاوم، واحد بازگشتی دروازه‌دار، شبکه کانولوشنی زمانی

نحوه ارجاع به این مقاله

مرتضوی سیدمهدی، طائی حجت، طراحی سامانه کنترل پرواز تحمل‌پذیر خطا برای هواپیمای شش‌درجه‌آزادی مبتنی بر GRU، TCN و رأی‌گیری مقاوم، مهندسی مکانیک مدرس. ۸۹۸-۱۷۷(۱۱):۲۶(۱۱) ۱۴۰۵

*پست الکترونیکی نویسنده عهده‌دار مکاتبات: H.Taei@eng.ui.ac.ir

*شناسه اراکید نویسنده عهده‌دار مکاتبات: ۴۳۸۷-۶۰۲۴-۰۰۱-۰۰۹



۱- مقدمه

در سال‌های اخیر، افزایش پیچیدگی سامانه‌های پروازی و تشدید الزامات ایمنی، توسعه روش‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا را به یکی از محورهای اصلی پژوهش در مهندسی هوافضا تبدیل کرده است. خرابی عملگرها، خطاهای نرم‌افزاری و عدم قطعیت‌های دینامیکی می‌توانند عملکرد کنترل‌کننده‌های متداول را به‌طور جدی تضعیف کرده و حتی به از دست رفتن پایداری منجر شوند. از این‌رو، طراحی ساختارهایی که بتوانند در حضور خطا، سطح قابل قبولی از عملکرد و ایمنی را حفظ کنند، اهمیت ویژه‌ای یافته است [۱-۲].

در سامانه‌های پروازی مبتنی بر مدل شش‌درجه‌آزادی، کانال عرضی و به‌ویژه عملگر ایلرون نقشی اساسی در کنترل رول و هماهنگی مانور ایفا می‌کند. خرابی این عملگر می‌تواند پایداری جانبی-عرضی را مختل کرده و کیفیت کنترل را کاهش دهد. بسیاری از روش‌های کلاسیک کنترل تحمل‌پذیر خطا بر مدل دقیق سامانه متکی‌اند؛ در حالی که در کاربردهای واقعی، عدم قطعیت‌های پارامتری، تغییرات آیرودینامیکی و شرایط عملیاتی متغیر، کارایی این رویکردها را محدود می‌کنند [۲].

در سال‌های اخیر، رویکردهای داده‌محور و مبتنی بر یادگیری عمیق به‌عنوان جایگزینی انعطاف‌پذیر برای مدل‌سازی دقیق سامانه‌های غیرخطی مطرح شده‌اند. شبکه‌های بازگشتی مانند واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) به دلیل توانایی در استخراج وابستگی‌های زمانی، عملکرد مناسبی در مدل‌سازی دینامیک سامانه‌های غیرخطی نشان داده‌اند [۳]. از سوی دیگر، شبکه‌های کانولوشنی زمانی مانند شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) نیز در مدل‌سازی توالی‌های زمانی، عملکرد رقابتی و در برخی موارد برتری نسبت به شبکه‌های بازگشتی ارائه کرده‌اند [۴]. این ویژگی‌ها، آن‌ها را به گزینه‌هایی مناسب برای بازسازی یا پیش‌بینی فرمان‌های کنترلی در شرایط خرابی تبدیل می‌کند.

با وجود مزایای مدل‌های یادگیری عمیق، اتکا به یک مدل منفرد می‌تواند سامانه را در برابر خطاهای پیش‌بینی، نویز یا رانش (Drift) تدریجی آسیب‌پذیر سازد. در سامانه‌های ایمنی‌حیاتی، استفاده از سازوکارهای تلفیق تصمیم و رأی‌گیری مقاوم برای افزایش قابلیت اطمینان توصیه شده است [۵]. ترکیب خروجی کنترل‌کننده اصلی با مدل‌های داده‌محور از طریق یک الگوریتم رأی‌گیری مقاوم می‌تواند اثر خطاهای منفرد را کاهش داده و فرمان نهایی پایداری بیشتری تولید کند.

بر این اساس، در این پژوهش یک چارچوب کنترل مقاوم برای هواپیمای شش‌درجه‌آزادی ارائه می‌شود که در آن کنترل‌کننده‌های کلاسیک برای کانال‌های طولی و عرضی طراحی شده‌اند، اما در کانال عرضی یک خطای نرم‌افزاری عمدی اعمال می‌شود تا تاب‌آوری سامانه ارزیابی گردد. سپس، برای جایگزینی موقت فرمان ایلرون، دو مدل داده‌محور شامل واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و

شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) آموزش داده می‌شوند و خروجی آن‌ها، به‌همراه خروجی کنترل‌کننده اصلی، با استفاده از یک الگوریتم رأی‌گیری مقاوم تلفیق می‌شود. این ساختار به دلیل اتکا به سیگنال‌های اندازه‌گیری‌شده و وابستگی محدود به مدل دقیق هواپیما، ظرفیت مناسبی برای توسعه در سامانه‌های واقعی کنترل پرواز دارد.

۲- مرور ادبیات و جایگاه پژوهش حاضر

۲-۱- رویکردهای مبتنی بر مدل در کنترل تحمل‌پذیر خطا

در سال‌های اخیر، افزایش سطح خودکارسازی سامانه‌های پروازی، پیچیده‌تر شدن معماری‌های کنترلی و گسترش استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین در مأموریت‌های غیرنظامی و صنعتی، توجه گسترده‌ای را به طراحی سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا معطوف کرده است. در چنین سامانه‌هایی، خرابی عملگرها، نقص سطوح کنترلی، خطاهای حسگر، اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت‌های آیرودینامیکی می‌توانند پایداری، کیفیت عملکرد و ایمنی پرواز را به‌طور جدی تهدید کنند. از این‌رو، توسعه ساختارهای مقاوم، هوشمند و بازپیکربندی‌پذیر به ضرورتی مهندسی در طراحی سامانه‌های پروازی مدرن تبدیل شده است. این موضوع، به‌ویژه در مأموریت‌هایی که قابلیت اطمینان و تداوم عملکرد اهمیت حیاتی دارد، بیش از پیش مورد توجه قرار گرفته است.

بخش مهمی از ادبیات موجود بر توسعه روش‌های مبتنی بر مدل برای جبران خطای عملگر متمرکز است؛ زیرا این دسته از روش‌ها امکان بهره‌گیری از دانش فیزیکی و دینامیکی سامانه را برای تشخیص و جبران خطا فراهم می‌کنند. در [۶] ساختاری مقاوم شامل کنترل‌کننده اصلی مبتنی بر وارون‌سازی دینامیکی غیرخطی و یک جبران‌ساز مبتنی بر ناظر حالت توسعه‌یافته ارائه شده است که عملکرد حلقه‌بسته را در حضور خطا حفظ می‌کند. این رویکرد با بهره‌گیری از تخمین برخط حالات و اغتشاشات، حساسیت سامانه نسبت به خطاهای مدل‌نشده را کاهش می‌دهد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که ساختار پیشنهادی موجب بهبود استحکام سامانه شده و توانایی حفظ کیفیت کنترل را در شرایط خرابی افزایش می‌دهد.

در [۷] یک طرح مدل‌پیرو مبتنی بر کنترل ساختار متغیر برای مقابله با آسیب سطوح کنترلی معرفی شده است. ویژگی برجسته این روش، بی‌نیازی از تخمین پارامتر برای بازپیکربندی کنترل و توانایی آن در سرکوب اثر خطا از طریق عمل غیرخطی مقاوم است. این مزیت باعث می‌شود روش مذکور در برابر برخی عدم قطعیت‌های ساختاری نیز عملکرد قابل قبولی داشته باشد. همچنین در [۸] یک ساختار کنترل تحمل‌پذیر خطا (FTC) مقاوم برای هواپیما با تغییر بردار تراست ارائه شده است که از مشاهده‌گر مد لغزشی برای تشخیص و تخمین خطای عملگر بهره می‌برد و

بازیابی بخشی از عملکرد ازدست‌رفته و حفظ پایداری سامانه دارند. باین‌حال، وابستگی آن‌ها به مدل دقیق دینامیکی، کیفیت تخمین حالت و پارامترها و نیز فرضیات نسبتاً محدودکننده درباره ماهیت خطا، عملکردشان را در مواجهه با عدم قطعیت‌های شدید، تغییرات پیش‌بینی‌نشده محیطی یا خطاهای نرم‌افزاری پیش‌بینی‌نشده محدود می‌کند. از این‌رو، نیاز به چارچوب‌هایی که در کنار حفظ استحکام، وابستگی کمتری به بازشناسایی دقیق مدل داشته باشند، همچنان احساس می‌شود.

۲-۲- روش‌های تشخیص خطا و رأی‌گیری مقاوم

بخش دیگری از ادبیات به طراحی سازوکارهای تشخیص خطا، اعتبارسنجی داده و رأی‌گیری برای افزایش قابلیت اطمینان سامانه اختصاص یافته است. در این دسته از مطالعات، تمرکز اصلی بر شناسایی سریع انحراف‌ها، جلوگیری از انتشار داده‌های معیوب و پشتیبانی از تصمیم‌گیری ایمن در حضور اطلاعات ناسازگار یا مخدوش قرار دارد. در [۱۵] عملکرد روش‌های مبتنی بر مدل و روش‌های داده‌محور در تشخیص خطای پهنای مقایسه شده و نشان داده شده است که ترکیب این دو رویکرد می‌تواند مکمل یکدیگر باشد. به‌طور خاص، روش‌های مبتنی بر مدل از قابلیت تبیین فیزیکی بیشتری برخوردارند، در حالی که روش‌های داده‌محور در مواجهه با الگوهای پیچیده و غیرخطی، انعطاف‌پذیری بیشتری نشان می‌دهند.

در حوزه رأی‌گیری مقاوم، [۱۶] منطق رأی‌گیری دو از سه را برای اندازه‌گیری موقعیت هواپیما در سناریوی فرود بررسی کرده‌اند و نشان داده‌اند که افزودن ارزیابی آماری، مانند آزمون Z ، نسبت به آستانه‌گذاری ساده عملکرد مقاوم‌تری در حضور نویزهای نااهمگن ایجاد می‌کند. این یافته نشان می‌دهد که تصمیم‌گیری صرفاً مبتنی بر مقایسه‌های آستانه‌ای ممکن است در شرایط واقعی، که توزیع خطاها و نویزها یکنواخت نیست، از استحکام کافی برخوردار نباشد. این نتایج اهمیت به‌کارگیری سازوکارهای تصمیم‌گیری آماری در سامانه‌های ایمنی‌حیاتی را برجسته می‌سازد و نشان می‌دهد که رأی‌گیری باید فراتر از منطق ساده اکثریت، به کیفیت و اعتبار هر منبع داده نیز توجه داشته باشد. در همین راستا، در [۱۷] یک تخمین‌گر تحمل‌پذیر خطا مبتنی بر الگوریتم رأی‌گیری احتمالاتی برای هدایت ایمن پهنای چندملخه ارائه شده است که با تکیه بر افزونگی سخت‌افزاری و تحلیلی، اجماع لازم برای انتخاب کانال سالم را بر اساس احتمال خطای هر تخمین‌گر فراهم می‌سازد. این مطالعه نشان می‌دهد که رأی‌گیری صرفاً یک سازوکار منطقی ساده نیست، بلکه می‌تواند در قالب یک چارچوب احتمالاتی برای انتخاب برخط مرجع معتبر و جبران خطا در رایانه کنترل پرواز نیز به‌کار گرفته شود. از این منظر، [۱۷] پیوندی میان ادبیات رأی‌گیری مقاوم و معماری‌های تحمل‌پذیر خطا در سامانه‌های پروازی برقرار می‌کند.

سپس جبران‌سازی را با کنترل پس‌گام‌سازی انجام می‌دهد. این ترکیب، دقت تشخیص و توان جبران را به‌صورت هم‌زمان افزایش داده و برای سامانه‌های غیرخطی با رفتار پیچیده مناسب ارزیابی شده است.

روش‌های بازیگرکرنبدی فعال نیز در مطالعات متعددی بررسی شده‌اند و به‌عنوان یکی از شاخه‌های مهم کنترل تحمل‌پذیر خطا شناخته می‌شوند. در [۹] یک سامانه کنترل فعال تحمل‌پذیر خطا برای پهنای پهنای پیشنهاد شده است که با استفاده از فیلتر کالمن تطبیقی دومرحله‌ای، خطاهای حسگر و عملگر را جداسازی و شناسایی می‌کند و سپس ضرایب کنترل را بازتنظیم می‌نماید. این راهکار از آن جهت اهمیت دارد که تشخیص تفکیکی نوع خطا، امکان اتخاذ تصمیم کنترلی مناسب‌تر را فراهم می‌کند. همچنین در [۱۰] یک طرح بازیگرکرنبدی تطبیقی خروجی‌مبنا برای هواپیمای انعطاف‌پذیر ارائه شده است که مقادیر تخمین‌زده‌شده خطا را مستقیماً در قانون کنترل لحاظ می‌کند. این امر سبب می‌شود سامانه بدون نیاز به اندازه‌گیری کامل حالت‌ها، در برابر خطاهای رخ داده واکنش مؤثری نشان دهد.

در حوزه کنترل تطبیقی، [۱۱] یک روش کنترل تحمل‌پذیر خطای تطبیقی (AFTC) برای سامانه فرود خودکار ارائه می‌دهد که با استفاده از قانون به‌روزرسانی مقاوم مبتنی بر اصلاح σ قادر به جبران خطاهای پارامتری و غیرپارامتری است. این ویژگی، به‌ویژه در شرایطی که مدل سامانه با عدم قطعیت همراه باشد، ارزشمند است. همچنین در [۱۲] یک ساختار تشخیص، جداسازی و جبران خطا برای پهنای چهارملخه توسعه داده شده است که از ناظر تطبیقی و کنترل مد لغزشی برای جبران خطا استفاده می‌کند. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که تلفیق سازوکارهای مشاهده‌گری و کنترل مقاوم می‌تواند بازده مناسبی در کاهش اثر خرابی‌ها داشته باشد. علاوه بر این، طراحی کنترل‌کننده‌های مقاوم نسبت به تغییرات پارامتری، کاهش کارایی سطوح کنترلی و تغییر شرایط پروازی نیز مورد توجه بوده است. در [۱۳] یک کنترل‌کننده پارامتر متغیر خطی (LPV) برای کانال جانبی-عرضی یک هواپیما ارائه شده است که نسبت به کاهش کارایی ایلرون و رادر مقاوم بوده و در آزمون هواپیما در حلقه (Aircraft-in-the-Loop) اعتبارسنجی شده است. استفاده از چارچوب پارامتر متغیر خطی این امکان را فراهم می‌سازد که تغییرات دینامیکی در نواحی مختلف پروازی به‌صورت ساخت‌یافته در طراحی کنترل لحاظ شوند. در [۱۴] نیز یک توزیع‌کننده کنترل برای هواپیما با سطوح کنترلی متعدد طراحی شده است که انواع خرابی‌های قفل‌شدگی، شناوری و آسیب‌دیدگی را بازسازی می‌کند. این نوع رویکردها، به‌ویژه در سامانه‌های دارای افزونگی عملگری، نقش مهمی در تداوم عملکرد کنترل ایفا می‌کنند.

در مجموع، این مطالعات نشان می‌دهند که رویکردهای مبتنی بر مدل و بازیگرکرنبدی فعال توانایی مناسبی در جبران خرابی عملگر،

عمیق و TCN بهبودیافته برای پیش‌بینی عمر باقی‌مانده موتور توسعه یافته است که در آن تعامل میان سری زمانی و روند تخریب به‌صورت ساخت‌یافته مدل‌سازی می‌شود. هرچند این مطالعات مستقیماً در حوزه کنترل تحمل‌پذیر خطای پرواز تعریف نشده‌اند، اما نشان می‌دهند که ترکیب GRU و TCN می‌تواند در استخراج الگوهای زمانی غیرخطی، یادگیری روندهای دینامیکی و افزایش دقت پیش‌بینی در سامانه‌های پیچیده عملکرد مؤثری داشته باشد. باین‌حال، این ظرفیت هنوز به‌صورت هدفمند برای بازتولید یا جایگزینی فرمان کنترلی در شرایط بروز خطای نرم‌افزاری داخلی در سامانه‌های پروازی به‌کار گرفته نشده است.

پژوهش حاضر با هدف پر کردن این خلأ، یک معماری هیبریدی داده‌محور-مقاوم پیشنهاد می‌کند که در آن، در صورت بروز خطا در کانال عرضی و فرمان ایلرون، دو مدل یادگیری عمیق مستقل شامل واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) به‌صورت موازی برای تولید فرمان جایگزین به‌کار گرفته می‌شوند. انتخاب این دو مدل بر مبنای تفاوت آن‌ها در استخراج وابستگی‌های زمانی و الگوهای دینامیکی انجام شده است تا تنوع ساختاری میان پیش‌بین‌ها افزایش یابد. سپس خروجی این مدل‌ها از طریق یک الگوریتم رأی‌گیری مقاوم مبتنی بر نرمال‌سازی آماری و تشخیص رانش ارزیابی و تلفیق می‌شود تا از انتشار خطاهای هم‌بسته جلوگیری شود و اتکا به خروجی یک مدل منفرد بدون ارزیابی کافی رخ ندهد. این رویکرد، لایه تصمیم‌گیری را از سطح صرفاً تشخیص به سطح انتخاب و تولید فرمان کنترلی ارتقا می‌دهد. از این منظر، ایده رأی‌گیری احتمالاتی و انتخاب کانال سالم در [۱۷] نیز از لحاظ مفهومی با بخش تصمیم‌گیری مقاوم در این پژوهش هم‌راستاست، هرچند مسئله حاضر به‌جای انتخاب میان کانال‌های افزونه سخت‌افزاری، بر ارزیابی و تلفیق خروجی پیش‌بین‌های داده‌محور برای بازسازی فرمان کنترلی متمرکز است. تمایز اصلی این ساختار نسبت به روش‌های پیشین در سه محور قابل تعریف است:

- تمرکز بر خطای نرم‌افزاری داخلی، نه صرفاً خرابی سخت‌افزاری؛
- استفاده هم‌زمان از دو معماری یادگیری عمیق با ویژگی‌های زمانی متفاوت برای افزایش تنوع مدل؛
- طراحی سازوکار تصمیم‌گیری مقاوم در سطح فرمان کنترلی، نه فقط در سطح داده حسگر.

این چارچوب بدون اتکا به بازشناسایی کامل مدل دینامیکی در لحظه خطا، امکان حفظ پیوستگی عملکرد کانال عرضی را فراهم می‌سازد و از این‌رو، گامی در جهت افزایش تاب‌آوری سامانه‌های پروازی در برابر خطاهای نرم‌افزاری پیش‌بینی‌نشده به‌شمار می‌آید. افزون بر این، ترکیب پیش‌بینی داده‌محور و رأی‌گیری مقاوم می‌تواند زمینه‌ای برای توسعه نسل جدیدی از سامانه‌های کنترل تحمل‌پذیر خطا فراهم کند که در آن‌ها تصمیم‌گیری کنترلی نه فقط

مطالعه [۱۸] نیز، هرچند در حوزه سامانه‌های توزیع‌شده انجام شده است، مفهوم اعتبار رأی‌گیری و تحمل خطای بی‌زمانی را مطرح می‌کند که می‌تواند مبنای نظری مناسبی برای طراحی الگوریتم‌های رأی‌گیری مقاوم در سامانه‌های کنترل بحرانی فراهم آورد. اهمیت این مفهوم در آن است که همه خطاها لزوماً به‌صورت تصادفی یا قابل پیش‌بینی ظاهر نمی‌شوند و برخی از آن‌ها می‌توانند رفتارهای ناسازگار، فریبده یا هم‌بسته ایجاد کنند. همچنین، معماری‌های داده‌فیوژن سلسله‌مراتبی برای ناوبری مقاوم در برابر خطا در [۱۹] ارائه شده‌اند که ادغام چند منبع ناهمگن اطلاعاتی را با حفظ شاخص‌های صحت، تداوم و پیوستگی ممکن می‌سازند. این نوع معماری‌ها به‌ویژه در کاربردهایی مفید هستند که تصمیم‌گیری نهایی باید بر پایه تجمیع اطلاعات حاصل از حسگرها، مدل‌ها و منابع مختلف انجام گیرد.

۲-۳- شکاف پژوهشی و جایگاه مقاله حاضر

مرور ادبیات نشان می‌دهد که بیشتر روش‌های موجود در یکی از دو دسته زیر قرار می‌گیرند:

- روش‌های کنترل مبتنی بر مدل و بازپیکربندی فعال که نیازمند مدل دقیق و تخمین پارامتر هستند [۱۳-۶].
- روش‌های تشخیص و رأی‌گیری مقاوم که عمدتاً در سطح حسگر یا داده‌فیوژن عمل می‌کنند [۱۶-۱۵].

با وجود پیشرفت‌های قابل توجه در این حوزه، جایگزینی داده‌محور فرمان سطح کنترلی در اثر بروز خطای نرم‌افزاری داخلی، به‌ویژه در کانال عرضی هواپیما، و تلفیق هم‌زمان چند مدل پیش‌بین مستقل در قالب یک سازوکار تصمیم‌گیری مقاوم، کمتر به‌صورت یکپارچه بررسی شده است. به‌طور خاص، در ادبیات موجود تمرکز اصلی بر خرابی‌های فیزیکی عملکرد، کاهش کارایی سطح کنترلی یا مسائل مرتبط با افزونگی سخت‌افزاری بوده است [۱۴-۱۳]، در حالی که خطاهای نرم‌افزاری، اختلال داخلی در زنجیره تولید فرمان یا تزریق خطای عمدی در مسیر فرمان کنترلی کمتر به‌عنوان یک سناریوی بحرانی مستقل مطالعه شده‌اند. این در حالی است که در سامانه‌های پروازی نوین، با افزایش پیچیدگی نرم‌افزارهای کنترلی و اتکای بیشتر به پردازش دیجیتال، چنین خطاهایی می‌توانند اثراتی هم‌سنگ یا حتی شدیدتر از برخی خرابی‌های سخت‌افزاری بر عملکرد نهایی داشته باشند.

از سوی دیگر، در برخی مطالعات جدید، ظرفیت ترکیب معماری‌های یادگیری عمیق برای مدل‌سازی وابستگی‌های زمانی پیچیده در مسائل مهندسی به‌خوبی نشان داده شده است. برای مثال، در [۲۰] یک چارچوب عمیق مبتنی بر ترکیب TCN، GRU و سازوکار توجه برای پیش‌بینی دقیق نویز هواپیما ارائه شده است که توانایی این معماری‌ها را در استخراج ویژگی‌های زمانی چندمقیاسی، مدل‌سازی وابستگی‌های ترتیبی و بهبود تصمیم‌پذیری در سناریوهای پیچیده پروازی نشان می‌دهد. همچنین در [۲۱] یک شبکه ترکیبی مبتنی بر GRU با اتصال‌های

طریق تغییرات p و r بر مؤلفه‌های سرعت جانبی و عمودی نیز اثر بگذارد.

برای تکمیل مدل، سرعت کلی، زاویه حمله و زاویه لغزش جانبی به ترتیب از روابط (۱۰) تا (۱۲) به دست می‌آیند:

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (10)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right) \quad (11)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{v}{V} \right) \quad (12)$$

این متغیرها در محاسبه ضرایب آیرودینامیکی و نیروها و گشتاورهای متناظر نقش اساسی دارند.

۲-۳- معادلات دورانی

برای توصیف دقیق‌تر دینامیک دورانی، از معادلات اوایلر در دستگاه بدنه استفاده می‌شود. با در نظر گرفتن تانسور اینرسی هواپیما و امکان وجود جمله اینرسی ضربی I_{xz} ، معادلات دورانی به صورت کلی عبارت‌اند از:

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (13)$$

که در آن:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

و L ، M و N به ترتیب گشتاورهای رول، پیچ و یاء هستند. در فرم بسط یافته، معادلات دورانی چنین نوشته می‌شوند:

$$I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y)qr - I_{xz}pq = L \quad (15)$$

$$I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = M \quad (16)$$

$$I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} + (I_y - I_x)pq + I_{xz}qr = N \quad (17)$$

با حل هم‌زمان دو معادله اول و سوم نسبت به $\dot{p}$ و $\dot{r}$ ، می‌توان فرم صریح دینامیک عرضی-سمتی را نیز به دست آورد. اگر

$$\Gamma = I_x I_z - I_{xz}^2 \quad (18)$$

آنگاه:

$$\dot{p} = \frac{I_z L + I_{xz} N + I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pq - [I_z(I_z - I_y) + I_{xz}^2]qr}{\Gamma} \quad (19)$$

$$\dot{q} = \frac{M - (I_x - I_z)pr - I_{xz}(p^2 - r^2)}{I_y} \quad (20)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xz} L + I_x N + [I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2]pq - I_{xz}(I_x - I_y + I_z)qr}{\Gamma} \quad (21)$$

این فرم نسبت به روابط ساده شده خطی، توصیف بسیار دقیق‌تری از دینامیک دورانی ارائه می‌دهد و امکان لحاظ کردن اثرات اینرسی و کوپلینگ‌های غیرخطی میان نرخ‌های بدنه را فراهم می‌سازد. با این حال، در طراحی برخی کنترل‌کننده‌های کلاسیک پیرامون نقطه کار، ممکن است از مدل خطی شده کانالی استفاده شود. در این پژوهش، شبیه‌سازی هواپیما بر پایه همین مدل کامل انجام می‌شود، در حالی که کنترل‌کننده‌های کلاسیک پیرامون ناحیه عملکردی مشخص تنظیم شده‌اند.

۳-۳- معادلات سینماتیکی

روابط سینماتیکی بین نرخ‌های زاویه‌ای بدنه و نرخ تغییر زوایای اوایلر به صورت روابط (۲۲) تا (۲۴) است:

بر اساس یک مدل یا یک منبع اطلاعاتی، بلکه بر پایه ارزیابی هم‌زمان چند پیش‌بین و اعتبارسنجی آماری آن‌ها انجام می‌شود.

۳- مدل دینامیکی، شبیه‌سازی و طراحی کنترل‌کننده

مدل‌سازی دینامیکی هواپیما در این پژوهش بر پایه معادلات حرکت کامل شش درجه آزادی انجام شده است. این مدل شامل دینامیک انتقالی و دورانی در دستگاه بدنه، روابط سینماتیکی وضعیت، نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی، مؤلفه‌های گرانش، اثرات پیش‌رانش و دینامیک عملگرهای سطوح کنترلی است [۲۵-۲۲]. استفاده از مدل شش درجه آزادی این امکان را فراهم می‌سازد که کوپلینگ میان حرکات طولی، عرضی و سمتی در تحلیل حضور داشته باشد و رفتار هواپیما در حالات گذر و مانورهای مختلف به صورت واقع‌بینانه‌تری بازنمایی شود.

برای توصیف حرکت، دستگاه بدنه (x_b, y_b, z_b) به گونه‌ای در نظر گرفته می‌شود که محور x_b در راستای طولی هواپیما، محور y_b در راستای جانبی و محور z_b در راستای عمودی بدنه قرار گیرد. بردار سرعت خطی در دستگاه بدنه به صورت $V_b = [u \ v \ w]^T$ و بردار نرخ‌های زاویه‌ای بدنه به صورت $\omega_b = [p \ q \ r]^T$ تعریف می‌شود. همچنین وضعیت هواپیما با زوایای اوایلر ϕ (رول)، θ (پیچ) و ψ (یاء) نمایش داده می‌شود.

۳-۱- معادلات انتقالی

معادلات حرکت انتقالی در دستگاه بدنه از قانون دوم نیوتن استخراج می‌شوند و به صورت روابط (۱) تا (۳) نوشته می‌شوند:

$$m(\dot{u} + qw - rv) = X - mg \sin \theta \quad (1)$$

$$m(\dot{v} + ru - pw) = Y + mg \cos \theta \sin \phi \quad (2)$$

$$m(\dot{w} + pv - qu) = Z + mg \cos \theta \cos \phi \quad (3)$$

یا به صورت صریح برای مشتقات سرعت:

$$\dot{u} = \frac{X}{m} - g \sin \theta - qw + rv \quad (4)$$

$$\dot{v} = \frac{Y}{m} + g \cos \theta \sin \phi - ru + pw \quad (5)$$

$$\dot{w} = \frac{Z}{m} + g \cos \theta \cos \phi - pv + qu \quad (6)$$

در این روابط، m جرم هواپیما و g شتاب گرانش است. کمیت‌های X ، Y و Z مؤلفه‌های کل نیروهای وارد بر هواپیما در راستاهای بدنه‌اند و معمولاً از مجموع نیروهای آیرودینامیکی، پیش‌رانش و در صورت نیاز سایر اغتشاشات تشکیل می‌شوند:

$$X = X_a + X_T + X_d \quad (7)$$

$$Y = Y_a + Y_T + Y_d \quad (8)$$

$$Z = Z_a + Z_T + Z_d \quad (9)$$

که در آن زیروند a بیانگر سهم آیرودینامیکی، T بیانگر پیش‌رانش و d بیانگر اغتشاش یا عدم قطعیت مدل نشده است. حضور جملات $qw - rv$ ، $ru - pw$ و $pv - qu$ نشان‌دهنده کوپلینگ میان سرعت‌های انتقالی و نرخ‌های دورانی است. این کوپلینگ در تحلیل خرابی کانال عرضی اهمیت دارد، زیرا اختلال در رول می‌تواند از

β زاویه لغزش جانبی، δ_a ، δ_e ، δ_r به‌ترتیب انحراف ایلرون، الویتور و رادر، و δ_T فرمان تراسست یا دریچه گاز را نشان می‌دهند که به‌صورت یک جمله معادل در راستای طولی منظور شده است. همچنین p ، q و r نرخ‌های دورانی حول محورهای بدنه هستند که برای سازگاری با فرم ضرایب آیرودینامیکی، به‌شکل بدون بُعد $\hat{p}$ ، $\hat{q}$ و $\hat{r}$ تعریف شده‌اند. ضرایبی مانند $C_{X\alpha}$ ، C_{mq} ، $C_{l\delta_a}$ و سایر ضرایب مشابه، مشتقات پایداری و کنترلی هواپیما هستند و حساسیت نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی نسبت به تغییرات متغیرهای پروازی و انحراف سطوح کنترلی را بیان می‌کنند.

$$C_X = C_{X0} + C_{X\alpha}\alpha + C_{Xq}\hat{q} + C_{X\delta_e}\delta_e + C_{XT}\delta_T \quad (33)$$

$$C_Y = C_{Y\beta}\beta + C_{Yp}\hat{p} + C_{Yr}\hat{r} + C_{Y\delta_a}\delta_a + C_{Y\delta_r}\delta_r \quad (34)$$

$$C_Z = C_{Z0} + C_{Z\alpha}\alpha + C_{Zq}\hat{q} + C_{Z\delta_e}\delta_e \quad (35)$$

$$C_l = C_{l\beta}\beta + C_{lp}\hat{p} + C_{lr}\hat{r} + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r \quad (36)$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mq}\hat{q} + C_{m\delta_e}\delta_e \quad (37)$$

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{np}\hat{p} + C_{nr}\hat{r} + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r \quad (38)$$

که همان‌طور که اشاره شد در روابط بالا نرخ‌های بدون بعد به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\hat{p} = \frac{bp}{2V} \quad (39)$$

$$\hat{q} = \frac{\bar{c}q}{2V} \quad (40)$$

$$\hat{r} = \frac{br}{2V} \quad (41)$$

این فرم مدل‌سازی، اثر متغیرهای حالت، نرخ‌های بدنه و انحراف سطوح کنترلی را به‌صورت شفاف وارد نیروها و گشتاورها می‌کند. در پژوهش حاضر، از آنجا که تمرکز بر کانال عرضی است، ضرایب C_l ، C_Y و C_n و همچنین مشتقات وابسته به δ_r و δ_a از اهمیت ویژه‌ای برخوردارند.

۳-۵- مدل پیش‌رانش و گرانش

نیروی پیش‌رانش در این مقاله در ساده‌ترین حالت در راستای محور طولی بدنه اعمال می‌شود:

$$\begin{cases} X_T = T \\ Y_T = 0 \\ Z_T = 0 \end{cases} \quad (42)$$

که T می‌تواند تابعی از فرمان تراسست δ_T باشد. در صورت نیاز، مدل کامل‌تر پیش‌رانش می‌تواند شامل دینامیک موتور و تأخیر سامانه محرکه نیز باشد. مؤلفه‌های وزن در دستگاه بدنه نیز مطابق روابط وارد شده در معادلات انتقالی لحاظ می‌شوند:

$$F_g = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (43)$$

۳-۶- شبیه‌سازی عددی

حل عددی معادلات شش‌درجه‌آزادی با استفاده از روش رانگ-کوتا مرتبه چهارم و با گام زمان ۰/۰۱ ثانیه انجام شده است. انتخاب این گام زمانی به این دلیل صورت گرفته است که هم دینامیک گذرای کانال عرضی و هم سیگنال‌های مورد نیاز برای آموزش و ارزیابی مدل‌های یادگیری با تفکیک زمانی کافی ثبت شوند. این تفکیک

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \quad (22)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (23)$$

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \quad (24)$$

این روابط نشان می‌دهند که حتی اگر خطا در یک نرخ زاویه‌ای خاص رخ دهد، اثر آن از طریق کوپلینگ سینماتیکی می‌تواند در سایر زوایای وضعیت نیز ظاهر شود. از این‌رو، تحلیل سامانه در قالب یک مدل یکپارچه شش‌درجه‌آزادی برای ارزیابی واقعی عملکرد کنترل تحمل‌پذیر خطا ضروری است.

همچنین برای توصیف مسیر پرواز در دستگاه زمین، روابط سرعت‌های مکانی نیز می‌توانند به‌صورت (۲۵) نوشته شوند:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_E \\ \dot{y}_E \\ \dot{z}_E \end{bmatrix} = R_b^E \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (25)$$

که در آن R_b^E ماتریس تبدیل از دستگاه بدنه به دستگاه زمین است. اگرچه تمرکز اصلی این مقاله بر کنترل وضعیت و فرمان عملگر است، حضور این روابط برای تکمیل مدل شش‌درجه‌آزادی لازم است.

۳-۴- مدل نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی

نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی بر پایه فشار دینامیکی و ضرایب بدون بعد آیرودینامیکی مدل می‌شوند. فشار دینامیکی برابر است با:

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (26)$$

در روابط بالا، فشار دینامیکی $\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2$ نقش عامل مقیاس‌دهنده نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی را دارد؛ به‌طوری‌که ρ چگالی هوا و V سرعت کلی پرواز است. نیروهای آیرودینامیکی X_a ، Y_a و Z_a به‌ترتیب مؤلفه‌های نیرو در راستاهای طولی، جانبی و عمودی بوده و ممان‌های M_a ، L_a و N_a نیز به‌ترتیب ممان‌های رول، پیچ و یاو را نشان می‌دهند. این کمیت‌ها با استفاده از ضرایب بدون بُعد آیرودینامیکی C_X ، C_Y ، C_Z ، C_l ، C_m و C_n بیان می‌شوند. استفاده از ضرایب بدون بُعد باعث می‌شود نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی به‌شکلی نرمال‌سازی شده بیان شوند و وابستگی آن‌ها به مقیاس هندسی و شرایط پروازی مرجع به‌صورت منظم‌تر و قابل‌مقایسه‌تر مدل شود.

$$X_a = \bar{q} S C_X \quad (27)$$

$$Y_a = \bar{q} S C_Y \quad (28)$$

$$Z_a = \bar{q} S C_Z \quad (29)$$

$$L_a = \bar{q} S b C_l \quad (30)$$

$$M_a = \bar{q} S \bar{c} C_m \quad (31)$$

$$N_a = \bar{q} S b C_n \quad (32)$$

که در آن S سطح بال، b دهانه بال و $\bar{c}$ وتر میانگین آیرودینامیکی هستند.

ضرایب آیرودینامیکی در اینجا به‌صورت خطی‌شده حول یک نقطه کار مرجع، تابعی از متغیرهای پروازی، نرخ‌های دورانی و انحراف سطوح کنترلی در نظر گرفته شده‌اند. در این روابط، α زاویه حمله،

زمانی برای کارکرد برخط الگوریتم رأی‌گیری و پایش سلامت نیز ضروری است.

۳-۷- مدل فرمان خلبان و عملگر

فرمان‌های خلبان شامل ورودی دسته کنترل و پدال با در نظر گرفتن یک تأخیر زمانی خالص مدل شده‌اند تا اثر تأخیرهای انسانی و واسطه‌های کنترلی در تولید داده‌های شبیه‌سازی لحاظ شود. اگر $u_c(t)$ فرمان ایده‌آل خلبان باشد، فرمان مؤثر را می‌توان به صورت رابطه (۴۴) نوشت:

$$u_{c,d}(t) = u_c(t - \tau_d) \quad (44)$$

که τ_d تأخیر زمانی معادل است.

همچنین، دینامیک عملگرهای سطوح کنترلی به صورت یک سیستم مرتبه اول مدل شده است:

$$G_a(s) = \frac{\delta(s)}{\delta_c(s)} = \frac{1}{\tau_a s + 1} \quad (45)$$

که در آن δ_c فرمان مطلوب و δ انحراف واقعی سطح کنترلی است. در حوزه زمان:

$$\delta = \frac{-\delta + \delta_c}{\tau_a} \quad (46)$$

این مدل اگرچه ساده است، اما اثر لختی، تأخیر داخلی و محدودیت پاسخ عملگر را در سطح قابل قبولی وارد شبیه‌سازی می‌کند. علاوه بر این، محدودیت‌های فیزیکی عملگر شامل اشباع دامنه و محدودیت نرخ تغییر در نظر گرفته شده‌اند:

$$|\delta(t)| \leq \delta_{\max} \quad (47)$$

$$|\dot{\delta}(t)| \leq \dot{\delta}_{\max} \quad (48)$$

در پیاده‌سازی عددی، ابتدا فرمان مطلوب کنترل $\delta^*(t)$ با استفاده از تابع اشباع در بازه مجاز $\pm \delta_{\max}$ محدود می‌شود تا مقدار فرمان از محدوده فیزیکی عملگر فراتر نرود. سپس دینامیک عملگر با یک مدل مرتبه اول و ثابت زمانی τ_a در نظر گرفته شده و نرخ تغییر فرمان نیز با استفاده از قید $\dot{\delta}_{\max}$ محدود می‌شود. به این ترتیب، سیگنال نهایی $\delta(t)$ نه تنها از نظر مقدار، بلکه از نظر سرعت تغییر نیز با رفتار واقعی عملگر سازگار باقی می‌ماند.

$$\delta(t) = \text{sat}_{\delta_{\max}}(\delta^*(t)) \quad (49)$$

و

$$\dot{\delta}(t) = \text{sat}_{\dot{\delta}_{\max}}\left(\frac{-\delta + \delta_c}{\tau_a}\right) \quad (50)$$

گنجاندن این محدودیت‌ها ضروری است، زیرا فرمان حاصل از کنترل‌کننده یا رأی‌گیری، در صورت ناسازگاری با قیود فیزیکی، عملاً قابل اجرا نخواهد بود.

۳-۸- ساختار کنترل‌کننده‌ها

در این مطالعه، ساختار کنترلی از سه کانال اصلی تشکیل شده است:

- کانال طولی

برای کنترل زاویه پیچ و نرخ پیچ از کنترل‌کننده کلاسیک تناسبی-انتگرالی-مشتقی (PID) استفاده شده است. قانون کنترل این کانال را می‌توان به صورت رابطه (۵۱) نوشت:

$$\delta_e(t) = K_{p\theta} e_\theta(t) + K_{i\theta} \int_0^t e_\theta(\tau) d\tau + K_{d\theta} \dot{e}_\theta(t) \quad (51)$$

که در آن:

$$e_\theta(t) = \theta_{\text{Command}}(t) - \theta(t) \quad (52)$$

این کنترل‌کننده پیرامون نقطه تعادل پروازی تنظیم شده است تا پاسخ گذرا و ماندگار مناسبی ایجاد کند.

- کانال عرضی

برای کنترل زاویه رول از کنترل‌کننده کلاسیک تناسبی-مشتقی (PD) استفاده شده است. قانون کنترل این کانال به صورت رابطه (۵۳) تعریف می‌شود:

$$\delta_{a,c}(t) = K_{p\phi} e_\phi(t) + K_{d\phi} \dot{e}_\phi(t) \quad (53)$$

که در آن:

$$e_\phi(t) = \phi_{\text{Command}}(t) - \phi(t) \quad (54)$$

و در عمل می‌توان از تقریب

$$\dot{e}_\phi(t) \approx \dot{\phi}_{\text{Command}}(t) - p(t) \quad (55)$$

یا در حالت فرمان مرجع آهسته‌تغییر:

$$\delta_{a,c}(t) = K_{p\phi}(\phi_{\text{Command}}(t) - \phi(t)) - K_{d\phi} p(t) \quad (56)$$

استفاده کرد. فرمان خروجی این کنترل‌کننده به ایلرون اعمال می‌شود و این همان مسیری است که در پژوهش حاضر در معرض خطای نرم‌افزاری قرار می‌گیرد.

- کانال سمتی

در کانال سمتی، کنترل‌کننده خودکار مستقلاً برای رادر در نظر گرفته شده و فرمان پدال خلبان مستقیماً پس از عبور از دینامیک عملگر به رادر اعمال می‌شود تا اثرات کوپلینگ جانبی-سمتی بدون مداخله کنترلی اضافی قابل بررسی باشد. این انتخاب باعث می‌شود ارزیابی اثر خطای کانال عرضی و سازوکار جبران آن با شفافیت بیشتری انجام گیرد.

۳-۹- مدل اغتشاشات جوی

به منظور ارزیابی عملکرد سامانه حلقه بسته در بازه وسیع‌تری از خطاها و بررسی استحکام (Robustness) آن تحت اغتشاشات جوی، در این پژوهش از مدل تندباد درایدن (Dryden Gust Model) به عنوان ورودی آشفتگی استفاده شده است. در تحلیل دینامیک پرواز، برای اعمال دقیق اغتشاشات بر مدل هواپیما، از رویکرد استاندارد مطرح شده در [۲۲] استفاده شده است. بر این اساس، بردار سرعت باد $\vec{V}_w = [u_g, v_g, w_g]^T$ که در دستگاه مختصات ناوبری (NED) تولید می‌شود، ابتدا با استفاده از ماتریس دوران $T_{b/n}$ به دستگاه مختصات بدنی (Body Frame) انتقال می‌یابد. سپس، این مؤلفه‌ها از سرعت خطی هواپیما کسر می‌گردند تا سرعت هوایی نسبی (Relative Airspeed) استخراج شود؛ این مؤلفه نهایی، محرک اصلی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی در معادلات شش درجه آزادی است.

برای تولید این مؤلفه‌های تصادفی، مدل درایدن به دلیل توانایی بازتولید چگالی طیفی واقع‌بینانه و ساختار مناسب برای

به عنوان خروجی مرجع برای آموزش شبکه‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. بنابراین، مدل‌های یادگیری عمیق در این مطالعه نقش تقریب زدن رفتاری مسیر کنترل سالم را بر عهده دارند. داده‌ها با گام زمانی ۰/۱ ثانیه تولید شده‌اند. مدت زمان داده‌های آموزش ۶۰۰ ثانیه و داده‌های آزمون ۱۲۰ ثانیه در نظر گرفته شده است. برای ارزیابی توانایی تعمیم، مانورهای استفاده شده در آموزش و آزمون متفاوت انتخاب شده‌اند.

بردار ویژگی ورودی به شبکه‌ها به صورت (۶۰) تعریف می‌شود:

$$x_t = \begin{bmatrix} \phi_{Command}(t) \\ e_{\phi}(t) \\ p(t) \\ \phi(t) \\ r(t) \end{bmatrix} \quad (60)$$

که در آن:

$$e_{\phi}(t) = \phi_{Command}(t) - \phi(t) \quad (61)$$

خروجی هدف شبکه‌ها فرمان ایلرون در گام بعدی است:

$$\delta_a(t+1) = f(x_t, x_{t-1}, \dots, x_{t-n+1}) \quad (62)$$

که در آن n طول پنجره زمانی مؤثر برای مدل است. در بیان ساده‌تر، افق پیش‌بینی یک‌گامه در نظر گرفته شده است تا پاسخ شبکه با نیازهای زمانی سامانه کنترل سازگار باشد.

پیش از آموزش، داده‌ها نرمال‌سازی می‌شوند. اگر μ_j و σ_j به ترتیب میانگین و انحراف معیار ویژگی j -ام در داده‌های آموزش باشند، داده نرمال شده از رابطه (۶۳) به دست می‌آید.

$$\tilde{x}_{t,j} = \frac{x_{t,j} - \mu_j}{\sigma_j + \epsilon_n} \quad (63)$$

همچنین می‌توان از نرمال‌سازی کمینه-بیشینه نیز استفاده کرد. هدف از نرمال‌سازی، هم‌مقیاس کردن متغیرها و تسهیل فرایند بهینه‌سازی است.

۴-۱- شبکه واحد بازگشتی دروازه‌دار

شبکه واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) یکی از معماری‌های متداول برای مدل‌سازی توالی‌های زمانی است که با استفاده از سازوکار دروازه‌ای، اطلاعات گذشته را به صورت کنترل شده حفظ یا به روزرسانی می‌کند. در این پژوهش، واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) برای بازسازی فرمان ایلرون از روی تاریخچه کوتاه مدت متغیرهای پروازی و خطای رول به کار گرفته شده است. روابط اصلی شبکه واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) به صورت روابط (۶۴) تا (۶۷) است:

$$z_t = \sigma(W_z x_t + U_z h_{t-1} + b_z) \quad (64)$$

$$r_t = \sigma(W_r x_t + U_r h_{t-1} + b_r) \quad (65)$$

$$\tilde{h}_t = \tanh(W_h x_t + U_h(r_t \odot h_{t-1}) + b_h) \quad (66)$$

$$h_t = (1 - z_t) \odot h_{t-1} + z_t \odot \tilde{h}_t \quad (67)$$

و خروجی شبکه به صورت رابطه (۶۸) تعریف می‌شود:

$$\delta_a(t+1) = W_o h_t + b_o \quad (68)$$

شبیه‌سازی زمانی، انتخاب شده است. در این مدل، مؤلفه‌های تندباد در راستاهای طولی، جانبی و قائم به ترتیب با انحراف معیارهای $\sigma_u = 27$ ، $\sigma_v = 24$ و $\sigma_w = 12$ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده‌اند که از اعمال ضریب شدت "3" Gust Scale بر مقادیر پایه حاصل شده و متناظر با شرایط آشفتگی شدید هستند. همچنین مقیاس طولی اغتشاش برای سه راستا به ترتیب برابر با $L_u = 90$ ، $L_v = 80$ و $L_w = 25$ متر و سرعت مرجع پیشروی $V_a = 35$ متر بر ثانیه فرض شده‌اند.

$$\dot{x}_u = -\frac{V_a}{L_u} x_u + \sigma_u \sqrt{\frac{2V_a}{L_u}} n_u(t), \quad (57)$$

$$u_g = x_u$$

مدل می‌شود. همچنین مؤلفه‌های جانبی و قائم یعنی v_g و w_g با فیلترهای مرتبه دوم درآید به صورت

$$\begin{aligned} \dot{x}_{v1} &= x_{v2}, \\ \dot{x}_{v2} &= -2\frac{V_a}{L_v} x_{v2} - \left(\frac{V_a}{L_v}\right)^2 x_{v1} + \frac{V_a}{L_v} \sigma_v \sqrt{\frac{3V_a}{L_v}} n_v(t), \\ v_g &= x_{v2} + \frac{V_a}{L_v} x_{v1} \end{aligned} \quad (58)$$

و

$$\begin{aligned} \dot{x}_{w1} &= x_{w2}, \\ \dot{x}_{w2} &= -2\frac{V_a}{L_w} x_{w2} - \left(\frac{V_a}{L_w}\right)^2 x_{w1} + \frac{V_a}{L_w} \sigma_w \sqrt{\frac{3V_a}{L_w}} n_w(t), \\ w_g &= x_{w2} + \frac{V_a}{L_w} x_{w1} \end{aligned} \quad (59)$$

تولید می‌شوند که در آن $n_w(t)$ ، $n_v(t)$ و $n_u(t)$ نویز سفید گاوسی با میانگین صفر هستند [۲۶]. بدین ترتیب، تندباد اعمالی با شدت زیاد و محتوای فرکانسی واقع بینانه به مدل افزوده شده است تا عملکرد حلقه بسته سامانه در برابر اغتشاشات شدید جوی مورد ارزیابی قرار گیرد.

۴-۲ مدل‌های یادگیری عمیق

در این پژوهش، به منظور بازسازی فرمان ایلرون در کانال عرضی، از دو معماری یادگیری عمیق شامل شبکه واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) استفاده شده است. ایده اصلی آن است که با استفاده از داده‌های تولید شده توسط کنترل کننده کلاسیک در شرایط سالم، یک تقریب زدن داده محور آموزش داده شود تا در شرایط مختلف پروازی بتواند فرمان کنترلی مناسب را بازتولید کند. این رویکرد امکان جایگزینی موقت فرمان کنترلی را در زمان بروز خطا یا اختلال نرم افزاری فراهم می‌سازد، بدون آن که نیاز به بازطراحی کامل کنترل کننده در لحظه خرابی وجود داشته باشد.

برای تولید داده‌های آموزشی، شبیه‌سازی دینامیک پرواز بر پایه مدل شش درجه آزادی انجام شده است. در این شبیه‌سازی، همانطور که اشاره شد کنترل کننده کلاسیک تناسبی-مشتقی (PD) در کانال عرضی فرمان ایلرون را تولید می‌کند و این سیگنال

قابلیت پردازش موازی و مناسب بودن برای پیاده‌سازی بلادرنگ اشاره کرد [۴].

به‌طور کلی، استفاده هم‌زمان از واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) به این دلیل انجام شده است که خطاهای پیش‌بینی این دو معماری الزاماً یکسان نیست و تنوع ساختاری آن‌ها می‌تواند در ترکیب مقاوم خروجی‌ها به نفع سامانه باشد.

۵- الگوریتم رأی‌گیری مقاوم و منطق تصمیم‌گیری

در معماری پیشنهادی، فرمان نهایی ایلرون از تلفیق سه منبع مستقل حاصل می‌شود: خروجی کنترل‌کننده کلاسیک، خروجی مدل واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و خروجی مدل شبکه کانولوشنی زمانی (TCN): از آنجا که هر یک از این مسیرها ممکن است تحت تأثیر نویز، خطاهای ناگهانی، رانش تدریجی یا عدم دقت مدل قرار گیرند، یک الگوریتم رأی‌گیری مقاوم برای انتخاب یا ترکیب خروجی‌های سالم‌تر طراحی شده است.

اگر خروجی سه مسیر در زمان k به ترتیب با $u_1(k), u_2(k), u_3(k)$ نشان داده شوند، در گام نخست یک برآورد مرکزی مقاوم از مجموعه خروجی‌ها با استفاده از میانه محاسبه می‌شود:

$$m(k) = \text{median}\{u_1(k), u_2(k), u_3(k)\} \quad (۷۴)$$

سپس شاخص پراکندگی مقاوم از طریق انحراف مطلق میانه‌محور (MAD) به صورت رابطه (۷۵) به دست می‌آید:

$$MAD(k) = \text{median}(|u_i(k) - m(k)|), i = 1, 2, 3 \quad (۷۵)$$

برای جلوگیری از تقسیم بر صفر، یک مقدار کوچک $\varepsilon > 0$ در مخرج لحاظ می‌شود و خروجی‌های نرمال شده مقاوم به صورت رابطه (۷۶) تعریف می‌شوند:

$$z_i(k) = \frac{u_i(k) - m(k)}{MAD(k) + \varepsilon} \quad (۷۶)$$

این کمیت نشان می‌دهد هر مسیر تا چه اندازه نسبت به رفتار مرکزی جمع فاصله دارد.

برای پایش تغییرات زمانی و آشکارسازی رانش تدریجی، برای هر مسیر یک شاخص سلامت بر پایه میانگین متحرک نمایی وزن‌دار تعریف می‌شود:

$$s_i(k) = \lambda s_i(k-1) + (1-\lambda) |z_i(k)|, 0 < \lambda < 1 \quad (۷۷)$$

هرچه مقدار $s_i(k)$ بزرگ‌تر باشد، نشان‌دهنده آن است که مسیر i -ام در بازه زمانی اخیر انحراف بیشتری نسبت به سایر مسیرها داشته است.

به‌منظور مقابله با خرابی‌های هم‌پسته، شباهت بین مسیرها نیز ارزیابی می‌شود. اگر $\Delta u_i(k) = u_i(k) - u_i(k-1)$ شیب محلی سیگنال باشد، می‌توان شباهت بین مسیرهای i و j را در یک پنجره کوتاه با معیار رابطه (۷۸) سنجید:

$$\rho_{ij}(k) = \frac{\sum_{\ell=k-W+1}^k \Delta u_i(\ell) \Delta u_j(\ell)}{\sqrt{\sum_{\ell=k-W+1}^k \Delta u_i^2(\ell)} \sqrt{\sum_{\ell=k-W+1}^k \Delta u_j^2(\ell)} + \varepsilon} \quad (۷۸)$$

در این روابط، z_t دروازه به‌روزرسانی، r_t دروازه بازنشانی، h_t حالت نهان و $\tilde{h}_t$ حالت کاندید است. عملگر $\odot$ ضرب عضو به عضو را نشان می‌دهد.

برای آموزش شبکه، تابع هزینه میانگین مربعات خطا به صورت رابطه (۶۹) استفاده شده است:

$$\mathcal{L}_{MSE} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\delta_{a,i} - \hat{\delta}_{a,i})^2 \quad (۶۹)$$

در صورت استفاده از منظم‌سازی، تابع هزینه کلی می‌تواند به شکل رابطه (۷۰) توسعه یابد:

$$\mathcal{L} = \mathcal{L}_{MSE} + \lambda_w \|\Theta\|_2^2 \quad (۷۰)$$

که در آن Θ مجموعه پارامترهای شبکه و λ_w ضریب منظم‌سازی است. برای کاهش بیش‌برازش، از حذف تصادفی (Dropout) در لایه‌های مناسب استفاده می‌شود [۳].

مزیت واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) در این پژوهش آن است که می‌تواند حافظه زمانی ضمنی از رفتار سامانه ایجاد کند و بنابراین، وابستگی فرمان مناسب به روند اخیر خطا، زاویه رول و نرخ رول را مدل‌سازی نماید.

۴-۲- شبکه کانولوشنی زمانی

شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) یک معماری مبتنی بر کانولوشن برای تحلیل داده‌های ترتیبی است که از کانولوشن علی و اتساعی برای استخراج وابستگی‌های زمانی استفاده می‌کند. در کانولوشن علی، خروجی هر لحظه فقط به نمونه‌های حال و گذشته وابسته است و از این رو، شرط علیت برای پیاده‌سازی برخط حفظ می‌شود. در یک کانولوشن اتساعی یک‌بعدی، خروجی در زمان t به صورت رابطه (۷۱) تعریف می‌شود [۲۷]:

$$y(t) = \sum_{k=0}^{K-1} w_k x(t-dk) \quad (۷۱)$$

که در آن K اندازه فیلتر، d ضریب اتساع و w_k ضرایب فیلتر هستند. با افزایش d ، میدان دید زمانی شبکه بدون افزایش شدید تعداد پارامترها گسترش می‌یابد.

در صورت استفاده از بلوک‌های باقیمانده، خروجی یک بلوک را می‌توان به صورت رابطه (۷۲) نوشت:

$$h^{(l+1)} = \mathcal{F}(h^{(l)}; \Theta_l) + h^{(l)} \quad (۷۲)$$

که در آن $\mathcal{F}$ نگاشت غیرخطی شامل کانولوشن اتساعی، تابع فعال‌سازی و حذف تصادفی (Dropout) است [۲۸]. این ساختار به پایداری آموزش در شبکه‌های عمیق‌تر کمک می‌کند.

خروجی نهایی مدل شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) نیز به صورت

$$\hat{\delta}_a(t+1) = g(x_t, x_{t-1}, \dots, x_{t-n+1}) \quad (۷۳)$$

تعریف می‌شود [۲۹] و آموزش آن همانند واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) با استفاده از بهینه‌ساز آدام (Adam) [۳۰] و تابع هزینه میانگین مربعات خطا (MSE) انجام می‌گیرد. از مزایای اصلی شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) می‌توان به پایداری بیشتر در آموزش،

در کانال طولی، کنترل‌کننده کلاسیک بدون تغییر باقی می‌ماند تا پایداری کلی هواپیما حفظ شود. در کانال عرضی، زاویه رول مرجع وارد کنترل‌کننده کلاسیک شده و فرمان اولیه ایلرون تولید می‌شود. هم‌زمان، متغیرهای اندازه‌گیری‌شده پروازی به مدل‌های واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) اعمال می‌شوند تا آن‌ها نیز فرمان پیش‌بینی‌شده خود را تولید کنند.

سه خروجی حاصل وارد بلوک رأی‌گیری مقاوم می‌شوند. این بلوک با توجه به معیارهای آماری و شاخص سلامت مسیرها، فرمان نهایی را تعیین می‌کند. در نتیجه، در صورت بروز اختلال در مسیر اصلی، مدل‌های داده‌محور می‌توانند نقش پشتیبان را ایفا کنند و رأی‌گیری مقاوم اثر مسیر معیوب را کاهش دهد.

برای ارزیابی عملکرد این ساختار، یک خطای نرم‌افزاری عمدی در کانال عرضی در زمان ۲۵ ثانیه اعمال شده است؛ که فرمان معیوب به‌صورت رابطه (۸۴) مدل شده است:

$$\delta_a^{fault}(t) = (1 - \eta_s)\delta_a(t) + b_s + r_s t + \mathcal{N}(0, \sigma_s) \quad (84)$$

که در آن:

$$\eta_s = 0.3, b_s = 0.05, r_s = 2 \times 10^{-4}, \sigma_s = 0.005$$

خطای اعمال‌شده به کانال عرضی به‌گونه‌ای تعریف شده است که چند نوع خرابی متداول در زنجیره فرمان نرم‌افزاری را به‌صورت هم‌زمان بازنمایی کند. جمله $(1 - \eta_s)\delta_a(t)$ نشان‌دهنده کاهش بهره فرمان است؛ به این معنا که اثر فرمان اصلی نسبت به حالت سالم تضعیف می‌شود. مؤلفه b_s یک بایاس ثابت را مدل می‌کند که باعث جابه‌جایی دائمی فرمان از مقدار صحیح خود می‌شود. جمله $r_s t$ بیانگر رانش تدریجی با زمان است و حالتی را نشان می‌دهد که خطا به‌صورت تجمعی افزایش می‌یابد. همچنین $\mathcal{N}(0, \sigma_s)$ نویز تصادفی با میانگین صفر و انحراف معیار σ_s را نمایش می‌دهد که برای شبیه‌سازی نوسانات نامنظم و غیرقطعی در زنجیره نرم‌افزاری فرمان در نظر گرفته شده است. در این حالت، انتظار می‌رود الگوریتم رأی‌گیری مقاوم با تکیه بیشتر بر مسیرهای سالم‌تر، افت عملکرد کانال عرضی را کاهش دهد.

معماری پیشنهادی را می‌توان نوعی افزونگی تحلیلی-داده‌محور دانست که بدون نیاز به افزودن سخت‌افزار اضافی، با استفاده از تنوع الگوریتمی به افزایش تاب‌آوری سامانه کمک می‌کند. این ویژگی برای کاربردهایی که محدودیت وزن، هزینه یا پیچیدگی سخت‌افزاری دارند، مزیت مهمی محسوب می‌شود. در مجموع، ساختار پیشنهادی شامل سه لایه است: مسیر کنترل کلاسیک، مسیرهای جایگزین داده‌محور و بلوک تصمیم‌گیری مقاوم. این سه لایه در کنار یکدیگر، هسته اصلی چارچوب ارائه‌شده در این مقاله را تشکیل می‌دهند.

که در آن W طول پنجره ارزیابی است. اگر دو مسیر هم‌زمان از میانه فاصله بگیرند و در عین حال شباهت غیرعادی زیادی داشته باشند، احتمال خرابی هم‌بسته یا انحراف هم‌جهت در آن‌ها افزایش می‌یابد. در این حالت، یک جریمه هم‌بستگی برای وزن‌ها اعمال می‌شود.

وزن اولیه هر مسیر به‌صورت رابطه (۷۹) تعریف می‌شود:

$$w_i(k) = \frac{1}{\alpha + |z_i(k)| + \beta s_i(k) + \gamma c_i(k)} \quad (79)$$

این تابع وزن‌دهی تضمین می‌کند که با افزایش انحراف آماری، وزن مسیر به‌صورت یکنواخت کاهش یابد؛ که در آن $\beta > 0$ ، $\alpha > 0$ و $\gamma \geq 0$ ضرایب تنظیمی هستند و $c_i(k)$ شاخص جریمه ناشی از هم‌بستگی یا شباهت غیرعادی است. به‌عنوان نمونه، می‌توان نوشت:

$$c_i(k) = \sum_{j \neq i} \mathbb{I}(|z_i(k)| > \zeta, |z_j(k)| > \zeta, \rho_{ij}(k) > \rho_{th}) \quad (80)$$

که در آن $\mathbb{I}(\cdot)$ تابع شاخص و ζ و ρ_{th} آستانه‌های تنظیمی هستند. پس از محاسبه وزن‌های اولیه، نرمال‌سازی انجام می‌شود:

$$\bar{w}_i(k) = \frac{w_i(k)}{\sum_{j=1}^3 w_j(k)} \quad (81)$$

و فرمان نهایی ایلرون از ترکیب وزنی سه مسیر به‌دست می‌آید:

$$u_f(k) = \sum_{i=1}^3 \bar{w}_i(k) u_i(k) \quad (82)$$

این ساختار باعث می‌شود مسیرهایی که به رفتار جمعی نزدیک‌ترند و سابقه انحراف کمتری دارند، وزن بیشتری دریافت کنند، در حالی که اثر مسیرهای مشکوک به‌صورت تدریجی کاهش یابد.

در شرایطی که دو یا چند مسیر هم‌زمان ناسالم تشخیص داده شوند، آنگاه سامانه وارد حالت ایمن (Fail-safe) می‌شود. اگر $u_{f,valid}(k-1)$ آخرین فرمان معتبر باشد، فرمان خروجی در این حالت از رابطه

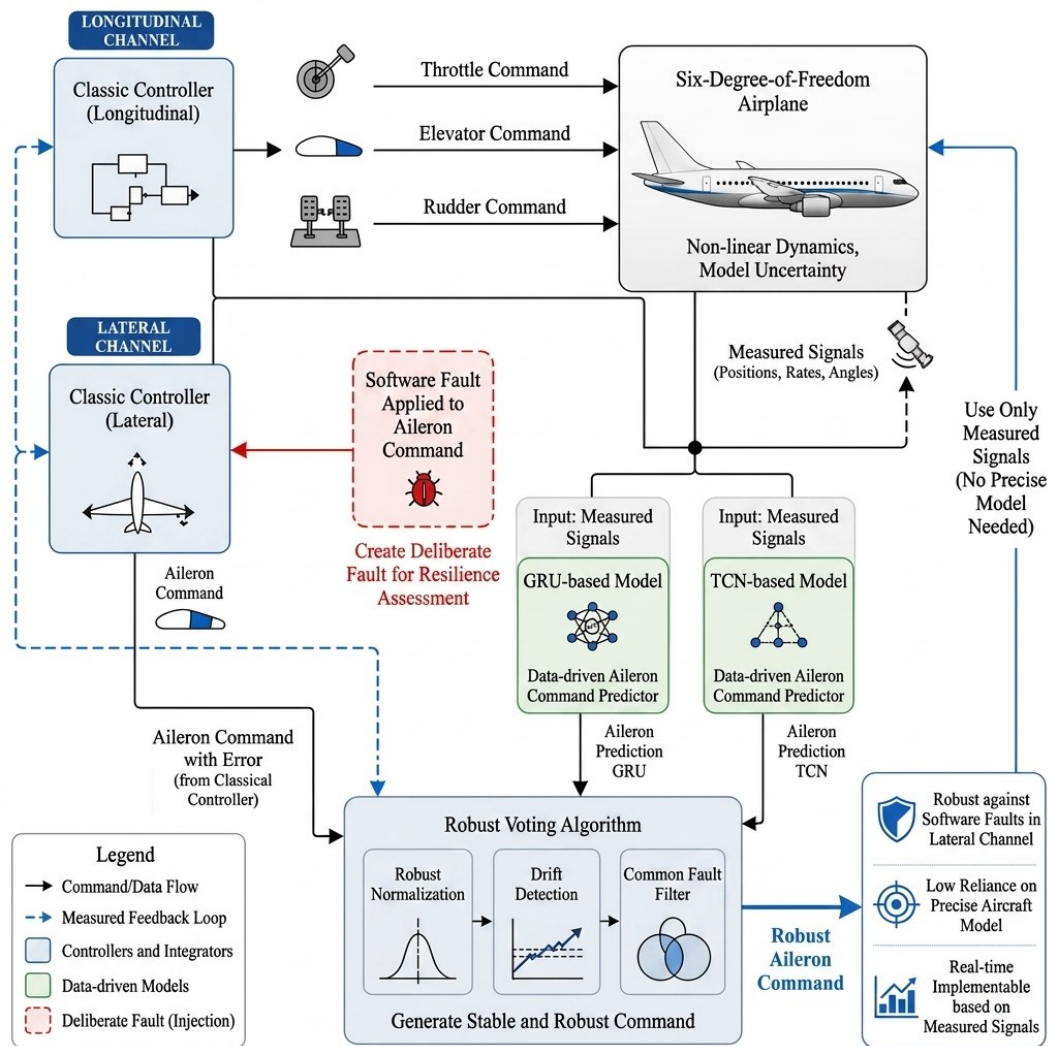
$$u_f(k) = \text{sat}_{\Delta u}(u_{f,valid}(k-1)) \quad (83)$$

تعیین می‌شود، که در آن $\text{sat}_{\Delta u}(\cdot)$ عملگر محدودکننده نرخ تغییر است. این سازوکار مانع از تولید نوسانات شدید یا جهش‌های ناگهانی در فرمان عملگر می‌شود و یک رفتار محافظه‌کارانه اما ایمن در اختیار سامانه قرار می‌دهد [۳۱].

در مجموع، این الگوریتم رأی‌گیری صرفاً یک مکانیزم انتخاب اکثریت نیست، بلکه یک سازوکار تصمیم‌گیری مقاوم مبتنی بر آمار مقاوم، حافظه زمانی و ارزیابی هم‌بستگی است که نقش کلیدی در حفظ تاب‌آوری معماری پیشنهادی ایفا می‌کند.

۶- معماری سیستم

معماری پیشنهادی که در شکل ۱ قابل مشاهده است از سه زیرسامانه موازی تشکیل شده است: کنترل‌کننده کلاسیک، مدل واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و مدل شبکه کانولوشنی زمانی (TCN).



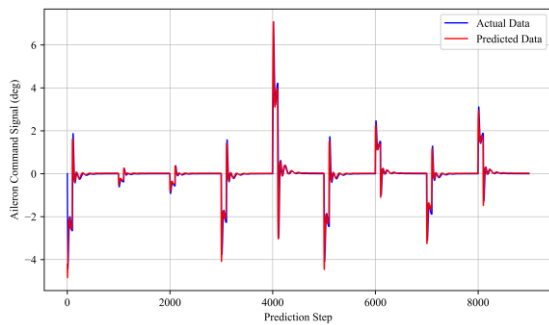
شکل ۱ معماری کنترل پرواز تحمل‌پذیر خطا با رأی‌گیری مقاوم برای کانال عرضی
 Fig.1 Fault-tolerant flight-control architecture with robust voting for the lateral channel

۷- نتایج و بحث

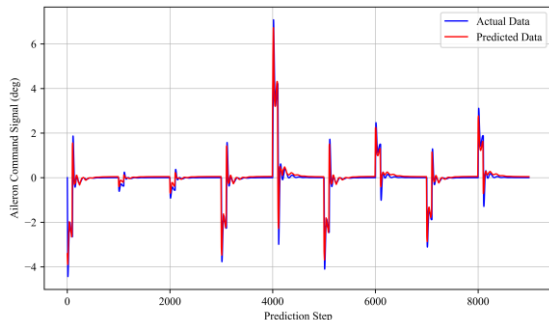
در این بخش، ابتدا توانایی مدل‌های داده‌محور واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) در یادگیری رفتار کنترلی سامانه در شرایط سالم مورد ارزیابی و اعتبارسنجی قرار می‌گیرد. سپس، عملکرد این مدل‌ها در مواجهه با شرایط پیش‌بینی‌نشده بررسی می‌شود تا میزان تعمیم‌پذیری و پایداری آن‌ها در سناریوهای خارج از داده‌های آموزشی مشخص گردد. در ادامه، کارایی چارچوب تحمل‌پذیر خطا در سناریوی تزریق خطای نرم‌افزاری در کانال عرضی هواپیما تحلیل می‌شود و توانایی آن در تشخیص و پایش خطا، حفظ عملکرد پروازی، و تضمین پایداری کلی سامانه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در مرحله آخر به‌منظور ارزیابی عملکرد سامانه کنترل‌کننده حلقه‌بسته در بازه وسیع‌تری از خطاها و همچنین بررسی پایداری آن، تحت اغتشاشات شدید جوی قرار می‌گیرد؛ ترتیب ارائه نتایج نیز بر همین اساس تنظیم شده است:

۷-۱- ارزیابی یادگیری مدل‌ها در مرحله آموزش

در گام نخست، بررسی می‌شود که آیا مدل‌های واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) در شرایط سالم، رفتار کنترلی مرجع را به‌خوبی آموخته‌اند یا خیر. برای این منظور، از داده‌های طولانی مدت با افق ۶۰۰ ثانیه شامل مانورهای متعدد و تغییرات متنوع زاویه رول و فرمان متناظر استفاده شد؛ داده‌ای که طیف وسیعی از رفتارهای گذرا و ماندگار را پوشش می‌دهد و آزمون جدی برای مدل‌های یادگیری عمیق محسوب می‌شود. تنوع مانورها، اعم از مانورهای کند و سریع، تضمین می‌کند که مدل‌ها



شکل ۳ آزمون عملکرد پیش‌بینی مدل واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU)
Fig.3 Prediction performance test of the gated recurrent unit (GRU) model



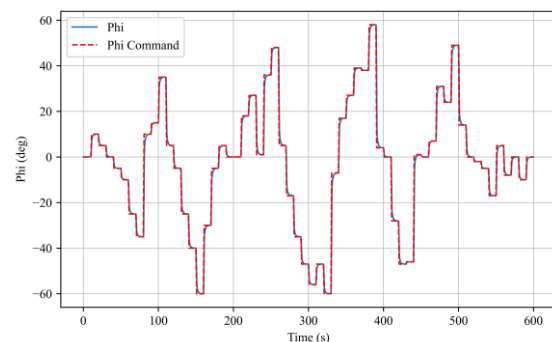
شکل ۴ آزمون عملکرد پیش‌بینی مدل شبکه کانولوشنی زمانی (TCN)
Fig.4 Prediction performance test of the temporal convolutional network (TCN) model

۷-۲- ارزیابی عملکرد مدل‌ها در شرایط پیش‌بینی نشده

پس از اطمینان از توانایی مدل‌های واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) در یادگیری رفتار کنترل‌ی مرجع در مرحله آموزش، گام بعدی به ارزیابی عملکرد آن‌ها در شرایطی اختصاص یافت که در داده‌های آموزشی به‌صورت مستقیم مشاهده نشده‌اند. هدف از این مرحله، بررسی قابلیت تعمیم‌پذیری مدل‌ها و سنجش میزان پایداری عملکرد آن‌ها در مواجهه با ورودی‌ها، مانورها و وضعیت‌های پروازی جدید است؛ شرایطی که می‌تواند نمایانگر وضعیت‌های واقعی‌تر بهره‌برداری باشد. برای این منظور، مدل‌ها با مجموعه‌ای از داده‌های آزمون مستقل مورد ارزیابی قرار گرفتند که شامل الگوهای جدیدی از تغییرات زاویه رول، نرخ‌های زاویه‌ای و فرمان‌های کنترلی بودند. این داده‌ها به‌گونه‌ای انتخاب شدند که بخشی از نواحی دینامیکی متفاوت با داده‌های آموزشی را پوشش دهند و در نتیجه، توان مدل‌ها در بازسازی صحیح فرمان ایلرون تنها بر پایه یادگیری ساختار دینامیکی سامانه سنجیده شود، نه بر اساس حفظ یا تکرار نمونه‌های آموزشی.

برای ارزیابی جامع‌تر عملکرد مدل‌های واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN)، نتایج پیش‌بینی آن‌ها با خروجی کنترل‌کننده کلاسیک مقایسه شده است.

نگاشت دینامیکی بین حالت‌های پروازی، نرخ‌های زاویه‌ای و فرمان ایلرون را به‌صورت متنوع و نمایا بیاموزند و صرفاً به حفظ الگوهای محلی محدود نشوند.



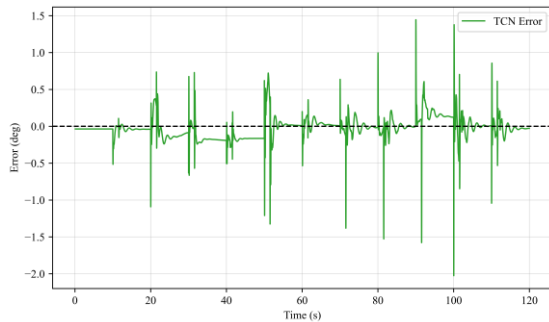
شکل ۲ داده‌های آموزش مدل‌های GRU و TCN شامل زاویه رول ϕ و فرمان متناظر

Fig.2 Training data for GRU and TCN models include the roll angle ϕ and the corresponding command
 همان‌گونه که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، زاویه رول ϕ و فرمان متناظر آن در بازه ۶۰۰ ثانیه‌ای آموزش، طیف وسیعی از مانورها را پوشش می‌دهند که برای یادگیری مدل‌های واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) مورد استفاده قرار گرفته‌اند. برای ارزیابی کمی، پیش‌بینی یک‌گام به‌جلوی فرمان ایلرون توسط واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) با داده واقعی مقایسه شد. نمودارها نشان می‌دهند که خروجی مدل‌ها تقریباً با داده واقعی حتی در پیک‌های بزرگ، تغییر علامت سریع و گذراهای میرا هم‌پوشانی دارد؛ این موضوع نشان می‌دهد که مدل‌ها صرفاً میانگین سیگنال را تقریب نمی‌زنند، بلکه به دینامیک گذرا نیز حساس‌اند.

نتایج آزمون پیش‌بینی یک‌گام به‌جلو برای مدل واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) در شکل ۳ نشان می‌دهد که این مدل قادر است پیک‌های مثبت و منفی فرمان ایلرون و همچنین گذراهای میرا پس از آن‌ها را با دقت بالا بازسازی کند.

به‌طور مشابه، شکل ۴ عملکرد مدل شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) را در پیش‌بینی یک‌گام به‌جلو نشان می‌دهد که در آن، هم‌پوشانی قابل توجهی بین داده واقعی و داده پیش‌بینی‌شده مشاهده می‌شود و تنها در برخی قله‌های بسیار تند، اختلاف دامنه‌ای جزئی ظاهر می‌گردد.

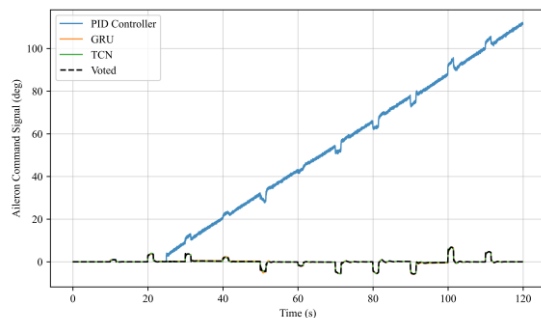
مقایسه کیفی شکل‌های ۳ و ۴ نشان می‌دهد که هر دو مدل ساختار زمانی فرمان ایلرون را آموخته‌اند. شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) در دنبال‌کردن قله‌های تیز مزیت نسبی دارد و واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) وابستگی‌های میان‌مدت را به‌خوبی ثبت می‌کند. در مجموع، هر دو مدل از دقت لازم برای استفاده به‌عنوان مسیریهای کنترلی موازی و سالم در ساختار تحمل‌پذیر خطا برخوردارند.



شکل ۷ خطای مدل کانولوشنی زمانی (TCN) نسبت به کنترل کننده کلاسیک در شرایط پیش‌بینی نشده

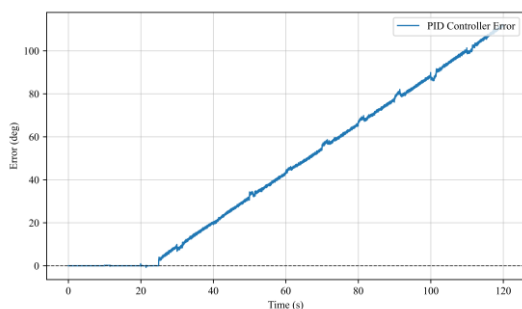
Fig.7 Temporal convolutional network (TCN) Model Error Relative to Classical Controller in Unforeseen Conditions

سه شاخص سلامت به کار رفت: انحراف نسبی از مقدار اجماعی، امتیاز z (z-score) برای نرمال سازی آماری و واریانس به عنوان سنج پایداری نسبی. نقشه های حرارتی نشان می دهند که تا پیش از ثانیه ۲۵، مسیرها هم رفتارند؛ اما پس از وقوع خطا، همان طور که در شکل ۸ مشخص می باشد مسیر کلاسیک از دو مسیر داده محور فاصله می گیرد و شاخص ها افزایش معناداری می یابند.



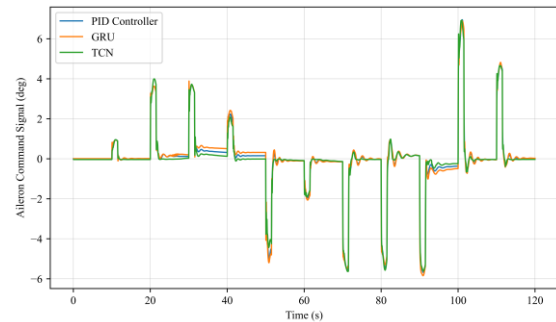
شکل ۸ تاریخچه عملکرد سامانه رای گیری در حضور خطا

که میزان خطا نسبت به خروجی رای گیری شده برای سه کانال کنترل کننده کلاسیک، واحد بازگشتی دروازه دار (GRU) و کانولوشنی زمانی (TCN) به ترتیب در شکل ۹ تا ۱۱ نشان داده شده است.



شکل ۹ خطای کنترل کننده کلاسیک نسبت به خروجی رأی گیری شده

Fig. 9. Classical controller error relative to the voted output

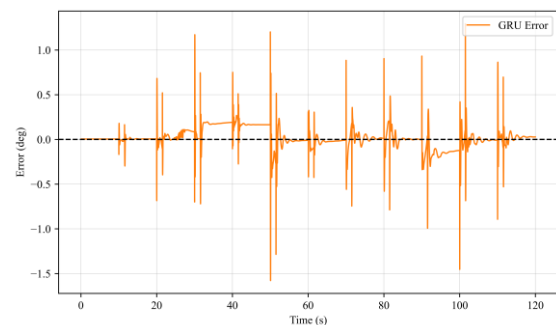


شکل ۵ آزمون عملکرد مدل ها در شرایط پیش‌بینی نشده

Fig.5 Performance evaluation of the models under unforeseen conditions

نتایج شکل ۵ نشان می دهد که هر دو مدل، علی رغم مواجهه با شرایطی خارج از مجموعه آموزش، همچنان قادر به دنبال کردن مناسب روند کلی سیگنال مرجع و بازسازی رفتار کنترلی مورد انتظار هستند. هم پوشانی مناسب میان خروجی پیش‌بینی شده و داده واقعی بیانگر آن است که مدل ها روابط اصلی بین متغیرهای حالت و فرمان کنترلی را به صورت معنادار آموخته اند و عملکرد آن ها به داده های آموزش محدود نمانده است.

در این راستا، شکل ۶ و شکل ۷ به ترتیب خطای واحد بازگشتی دروازه دار (GRU) و کانولوشنی زمانی (TCN) را نسبت به کنترل کننده کلاسیک نشان می دهد.



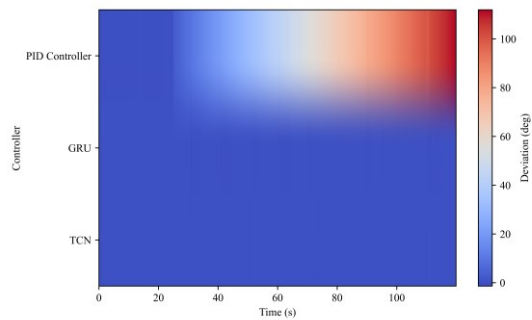
شکل ۶ خطای مدل واحد بازگشتی دروازه دار (GRU) نسبت به کنترل کننده کلاسیک در شرایط پیش‌بینی نشده

Fig.6 Gated recurrent unit (GRU) Model Error Relative to Classical Controller in Unforeseen Conditions

این نمودارها نشان می دهند که هر دو مدل یادگیری عمیق، در بازسازی دینامیک فرمان ایلرون، عملکردی قابل قبولی نسبت به روش کنترلی کلاسیک از خود ارائه می دهند.

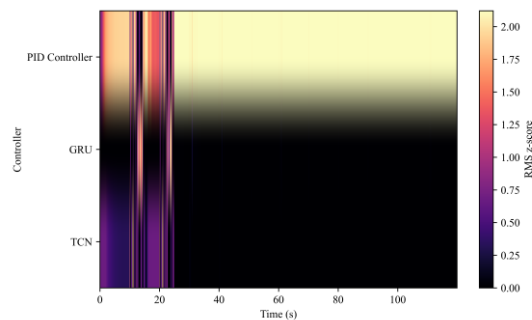
۳-۷- پایش سلامت و تشخیص خطای نرم افزاری در کانال عرضی

پس از اثبات کفایت یادگیری، عملکرد الگوریتم پایش سلامت و رأی گیری مقاوم در مواجهه با خطای نرم افزاری کنترل کننده کلاسیک عرضی ارزیابی شد. خطا در ثانیه ۲۵ اعمال شد و سه مسیر کنترل کننده کلاسیک، واحد بازگشتی دروازه دار (GRU) و شبکه کانولوشنی زمانی (TCN) به طور هم زمان پایش شدند تا انحراف مسیر معیوب شناسایی شود و از انتقال خطا به فرمان نهایی جلوگیری به عمل آید.

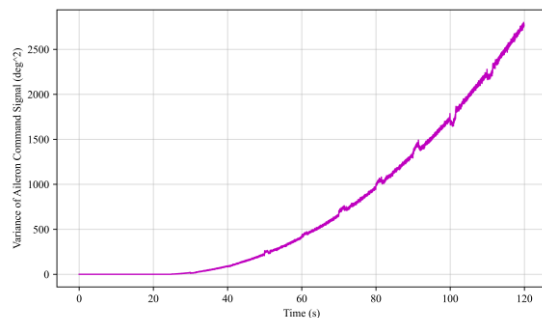


شکل ۱۳ نقشه حرارتی انحراف خروجی کنترل‌کننده‌ها نسبت به بردار اجماعی

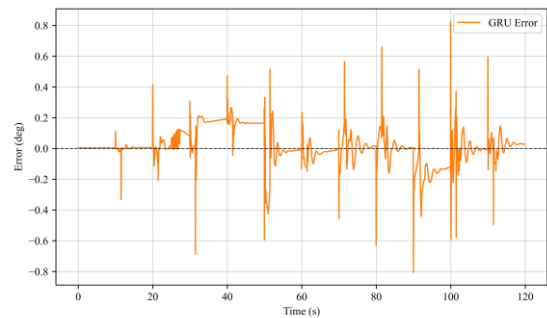
Fig.13 Heatmap of controller output deviations from the consensus vector



شکل ۱۴ نقشه حرارتی امتیاز z برای خروجی کنترل‌کننده‌ها
Fig.14 Heatmap of z-scores for controller outputs
این رفتار در سطح آماری نیز در شکل ۱۴ تأیید می‌شود؛ به‌طوری‌که مقادیر امتیاز z (z-score) برای مسیر کلاسیک پس از ۲۵ ثانیه به‌طور قابل ملاحظه‌ای افزایش یافته و خروج آن از محدوده نرمال را نشان می‌دهد، در حالی که دو مسیر داده‌محور عمدتاً در ناحیه‌ای با مقادیر امتیاز z (z-score) نزدیک به صفر باقی می‌مانند.

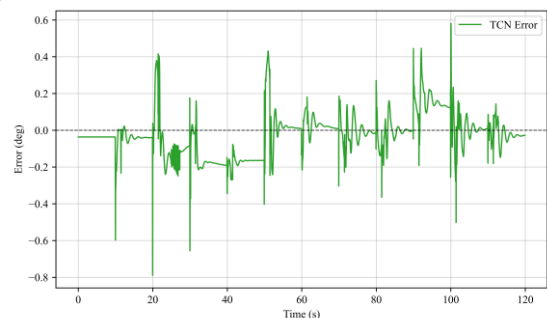


شکل ۱۵ نمودار تغییرات واریانس نسبی خروجی کنترل‌کننده‌ها
Fig.15 Plot of relative-variance changes in controller outputs
علاوه بر این، شکل ۱۵ تغییرات واریانس نسبی هر مسیر را نمایش می‌دهد. مشاهده می‌شود که واریانس مسیر کنترل کلاسیک پس از زمان تزریق خطا روندی افزایشی دارد، در حالی که دو مسیر واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و کانولوشنی زمانی (TCN) از پایداری نسبی بیشتری برخوردارند. این امر از دید کاربردی حاکی از آن است که رفتار مسیر کلاسیک نه‌تنها منحرف شده، بلکه از نظر نوسانات نیز غیرقابل اعتمادتر شده است.



شکل ۱۰ خطای مدل واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) نسبت به خروجی رای‌گیری‌شده

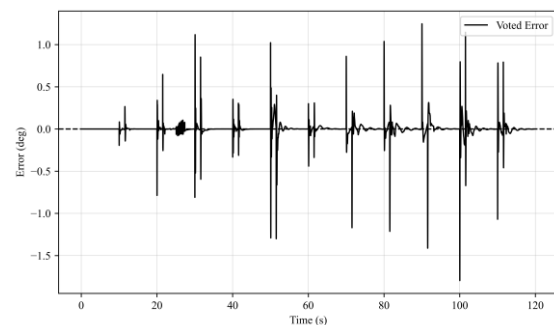
Fig. 10. GRU model error relative to the voted output



شکل ۱۱ خطای مدل کانولوشنی زمانی (TCN) نسبت به خروجی رای‌گیری‌شده

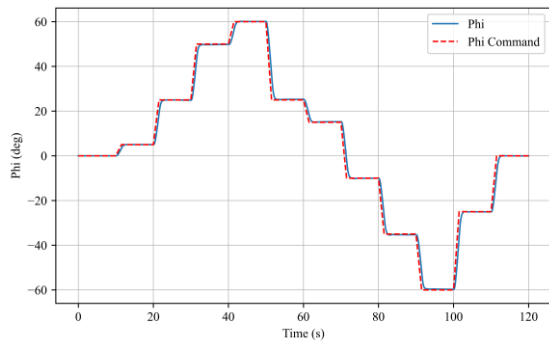
Fig. 11. TCN model error relative to the voted output

همچنین بمنظور بررسی دقیق‌تر، خطای خروجی رای‌گیری‌شده نسبت به کنترل‌کننده کلاسیک سالم (که در شکل ۵ نمایش داده شده است) در شکل ۱۲ قابل مشاهده می‌باشد.



شکل ۱۲ خطای خروجی رای‌گیری‌شده نسبت به کنترل‌کننده کلاسیک سالم

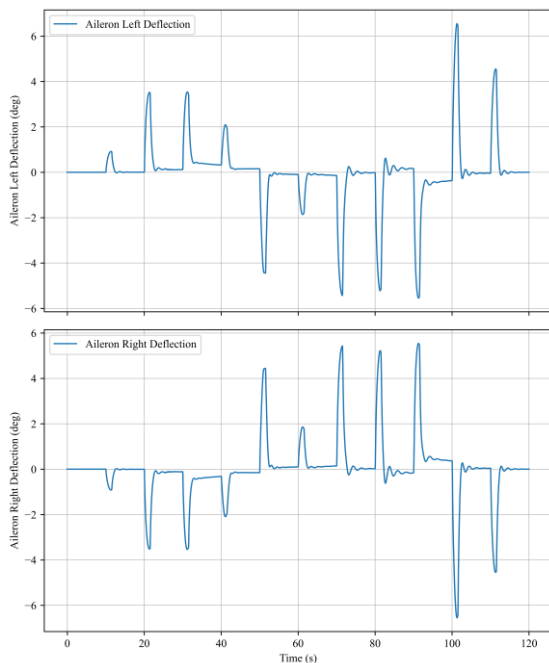
Fig. 12. Voted output error relative to the healthy classical controller
همان‌گونه که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، نقشه حرارتی انحراف خروجی کنترل‌کننده‌ها نسبت به بردار اجماعی نشان می‌دهد که پس از زمان ۲۵ ثانیه، مسیر کلاسیک به‌تدریج دچار افزایش انحراف می‌شود، در حالی که دو مسیر مبتنی بر واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و کانولوشنی زمانی (TCN) در محدوده‌ای با انحراف محدود باقی می‌مانند.



شکل ۱۷ تاریخچه عملکرد زاویه رول ϕ و فرمان مرجع $\phi_{Command}$ در حضور خطا

Fig.17 Time history of the roll angle ϕ and reference command $\phi_{Command}$ in the presence of faults

نمودار فرمان ایلرون نیز نشان می‌دهد که پس از وقوع خطا، سیگنال نهایی دچار نوسانات شدید یا رانش پایدار نمی‌شود و پیک‌ها محدود و متناسب با تغییرات مرجع باقی می‌مانند.



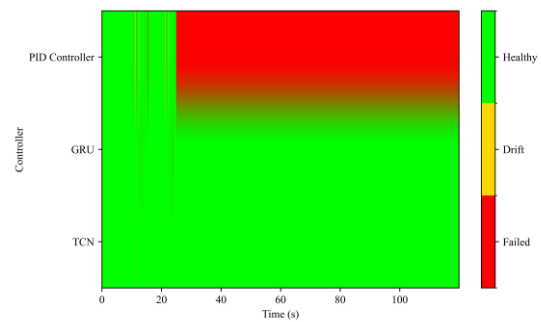
شکل ۱۸ تاریخچه عملکرد فرمان نهایی ایلرون در حضور خطا

Fig.18 Time history of the final aileron command in the presence of faults

فرمان نهایی ایلرون در شکل ۱۸ نشان می‌دهد که حتی پس از معیوب شدن کنترل‌کننده کلاسیک در زمان ۲۵ ثانیه، سیگنال اعمالی به عملکرد فاقد نوسانات شدید یا اشباع پایدار است. این موضوع بیانگر آن است که رأی‌گیری مقاوم توانسته است از تأثیرگذاری مسیر معیوب بر فرمان نهایی جلوگیری کرده و فرمانی سازگار با نیاز مانور فراهم آورد.

۷-۴-۲- زاویه‌های وضعیت و نرخ‌های زاویه‌ای

برای اطمینان از عدم بروز ناپایداری در سایر کانال‌ها، زاویه‌های ϕ ، ψ ، θ و نرخ‌های p ، q ، r بررسی شدند. نمودارها نشان می‌دهند که کانال‌های پیچ و یاو در محدوده مجاز باقی می‌مانند و اثرات کوپل دینامیکی پس از گذرا میرا می‌شوند. نرخ‌های زاویه‌ای نیز پیک‌های



شکل ۱۶ شاخص سلامت تجمیعی کنترل‌کننده‌ها بر اساس شاخص‌های آماری

Fig.16 Aggregated health index of the controllers based on statistical indicators

خلاصه‌سازی این شاخص‌ها در قالب یک شاخص سلامت تجمیعی در شکل ۱۶ نشان می‌دهد که سامانه پایش سلامت، بلافاصله پس از وقوع خطا، مسیر کنترل‌کننده کلاسیک را به‌عنوان مسیر معیوب شناسایی کرده و وزن آن را در رأی‌گیری کاهش می‌دهد؛ به‌طوری‌که در ادامه پرواز، سهم اصلی در تولید فرمان نهایی ایلرون بر عهده مسیرهای واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و کانولوشنی زمانی (TCN) قرار می‌گیرد.

این نتایج نشان می‌دهند که ترکیب شاخص‌های انحراف، امتیاز z (z-score) و واریانس، چارچوبی مؤثر برای تفکیک مسیر معیوب از مسیرهای سالم و ایجاد رأی‌گیری مقاوم در سطح فرمان عملکرد فراهم می‌کند.

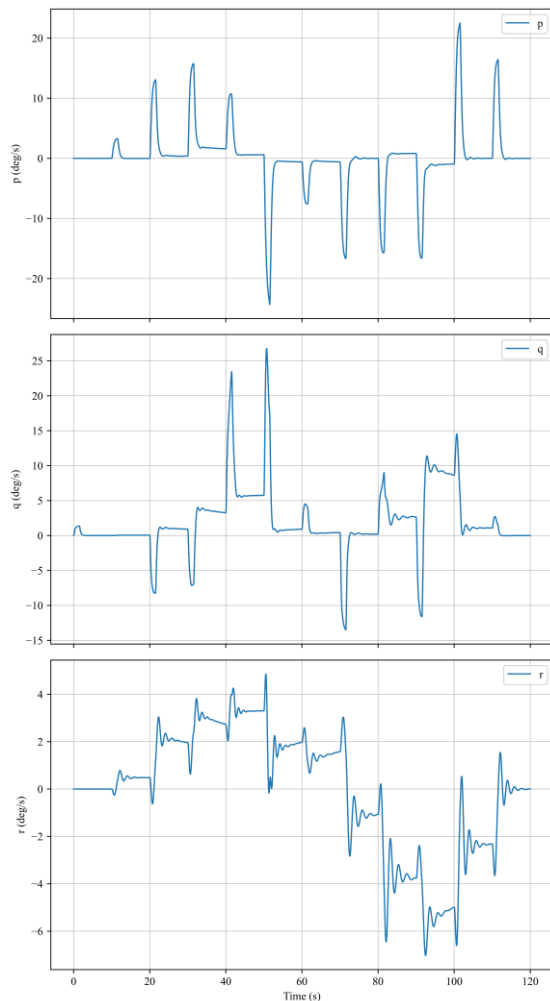
۷-۴-۳- عملکرد حلقه‌بسته هواپیما در حضور خطا

پس از تشخیص خطا و تنظیم وزن‌ها، پاسخ حلقه‌بسته هواپیما در حضور خطای نرم‌افزاری بررسی شد. شبیه‌سازی ۱۲۰ ثانیه‌ای با اعمال خطا در زمان ۲۵ ثانیه انجام گرفت تا توانایی سامانه در دنبال‌کردن فرمان رول و حفظ پایداری کلی ارزیابی شود.

۷-۴-۳-۱- پیگیری فرمان رول و فرمان ایلرون

بررسی زاویه رول و فرمان متناظر نشان می‌دهد که تا پیش از ثانیه ۲۵، تعقیب مرجع دقیق است و پس از وقوع خطا نیز به‌واسطه رأی‌گیری مقاوم و مسیرهای واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) / کانولوشنی زمانی (TCN)، فرمان ایلرون سازگار تولید می‌شود و انحراف رول در حد قابل قبول باقی می‌ماند.

همان‌طور که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود، زاویه رول ϕ در طول افق ۱۲۰ ثانیه‌ای شبیه‌سازی، پیش و پس از لحظه وقوع خطا، به‌طور کلی در اطراف فرمان مرجع $\phi_{Command}$ باقی می‌ماند. پس از طی ۲۵ ثانیه، علی‌رغم معیوب شدن مسیر کنترل‌کننده کلاسیک، انحراف زاویه رول از مرجع در محدوده‌ای قابل قبول حفظ شده است که نشان‌دهنده مؤثر بودن ترکیب مدل‌های واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) / کانولوشنی زمانی (TCN) و رأی‌گیری مقاوم است.



شکل ۲۰ تاریخچه عملکرد نرخ‌های زاویه‌ای در حضور خطا

Fig.20 Time history of the angular rates in the presence of faults

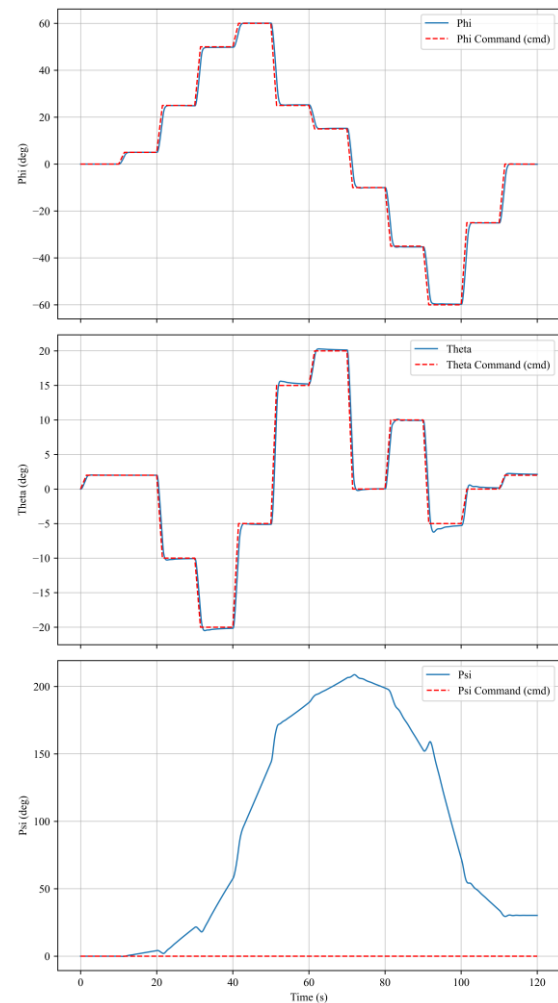
۷-۵- عملکرد حلقه‌بسته هواپیما در حضور خطا و اغتشاشات جوی

به‌منظور ارزیابی پایداری و میزان استحکام سامانه کنترل پرواز پیشنهادی، عملکرد حلقه‌بسته هواپیما در حضور اغتشاشات شدید جوی مورد تحلیل قرار گرفته است. در این سناریو، یک مدل تندباد شدید به سیستم اعمال شده است تا توانایی کنترل‌کننده در حفظ پایداری پرواز در شرایط دینامیکی به‌شدت متغیر و غیرخطی سنجیده شود.

۷-۵-۱- مدل تندباد درآیدن

برای مدل‌سازی اغتشاشات جوی از مدل استاندارد و دینامیکی تندباد درآیدن برای شبیه‌سازی بادهای متلاطم استفاده شده است. شدت اغتشاشات اعمال شده در این سناریو در سطح شدید تنظیم شده تا مرزهای پایداری کنترل‌کننده و توانایی آن در حفظ تعادل پرنده در شرایط بحرانی به‌دقت سنجیده شود؛ مشخصات و رفتار زمانی این تندباد اعمال‌شده در شکل ۲۱ نشان داده شده است.

گذرای محدودی داشته و به‌سرعت به حوالی صفر بازمی‌گردند، بدون آنکه نوسانات پایدار یا نرخ‌های بزرگ ماندگار مشاهده شود.

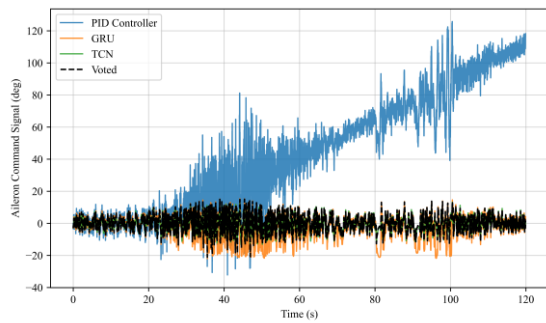


شکل ۱۹ تاریخچه عملکرد زوایای وضعیت و فرامین متناظر در حضور خطا

Fig.19 Time history of the attitude angles and corresponding commands in the presence of faults

شکل ۱۹ روند تغییر زاویه‌های رول، پیچ و یاو و فرامین متناظر را در طول ۱۲۰ ثانیه نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که پس از زمان وقوع خطا در کانال رول، هیچ‌گونه ناپایداری و اگر در کانال‌های پیچ و یاو رخ نمی‌دهد و پاسخ وضعیت هواپیما در سه محور در محدوده‌های عملیاتی قابل قبول باقی می‌ماند.

همان‌طور که در شکل ۲۰ قابل مشاهده است، نرخ‌های زاویه‌ای p ، q و r در پاسخ به فرمان‌های اعمال‌شده، قله‌های گذرای محدودی نشان می‌دهند، اما پس از گذرا، به‌سرعت به محدوده نزدیک صفر بازمی‌گردند. این رفتار نشان‌دهنده آن است که سازوکار جبران خطا موجب تحریک ناپایدار نرخ‌های زاویه‌ای نشده است.

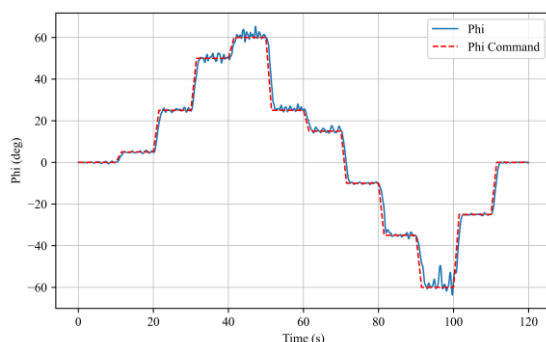


شکل ۲۲ تاریخچه عملکرد سامانه رای گیری در حضور خطا و اغتشاشات جوی

Fig.22 Voting system performance history in the presence of faults and atmospheric disturbances

۷-۵-۳- پیگیری فرمان رول و فرمان ایلرون در حضور اغتشاشات جوی

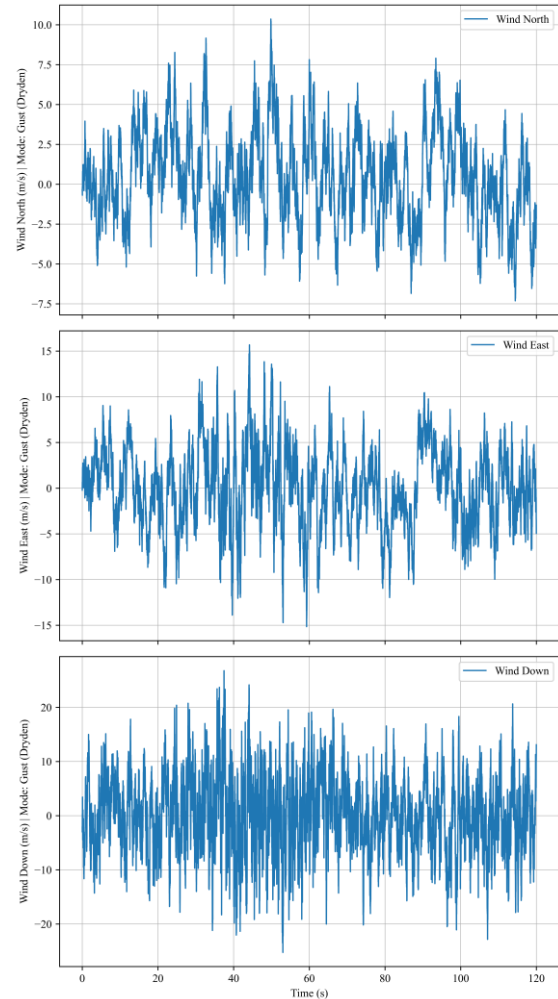
بررسی زاویه رول و فرمان متناظر نشان می‌دهد که تا پیش از ثانیه ۲۵، تعقیب مرجع همراه با اغتشاشات شدید جوی دقیق است و پس از وقوع خطا نیز به واسطه رای گیری مقاوم و مسیرهای واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) / کانولوشنی زمانی (TCN)، فرمان ایلرون سازگار تولید می‌شود و انحراف رول در حد قابل قبول باقی می‌ماند. همان‌طور که در شکل ۲۳ مشاهده می‌شود، زاویه رول ϕ در طول افق ۱۲۰ ثانیه‌ای شبیه‌سازی، با حضور اغتشاشات جوی، پیش و پس از لحظه وقوع خطا، به‌طور کلی در اطراف فرمان مرجع $\phi_{Command}$ با نوسانات اندک ناشی از تندباد باقی می‌ماند. پس از طی ۲۵ ثانیه، علی‌رغم معیوب شدن مسیر کنترل‌کننده کلاسیک، انحراف زاویه رول از مرجع در محدوده‌ای قابل قبول حفظ شده است که نشان‌دهنده مؤثر بودن ترکیب مدل‌های واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) / کانولوشنی زمانی (TCN) و رای گیری مقاوم با وجود اغتشاشات شدید جوی است.



شکل ۲۳ تاریخچه عملکرد زاویه رول ϕ و فرمان مرجع $\phi_{Command}$ در حضور خطا و اغتشاشات جوی

Fig.23 Time history of the roll angle ϕ and reference command $\phi_{Command}$ in the presence of faults and atmospheric disturbances

نمودار فرمان ایلرون در شکل ۲۴ نشان می‌دهد که پس از وقوع خطا و در حضور تندباد، اگرچه سیگنال نهایی دچار نوسان می‌شود، اما دامنه نوسانات شدید نیست و منجر به رانش پایدار نمی‌گردد؛



شکل ۲۱ تاریخچه زمانی مؤلفه‌های سرعت تندباد درآیدن

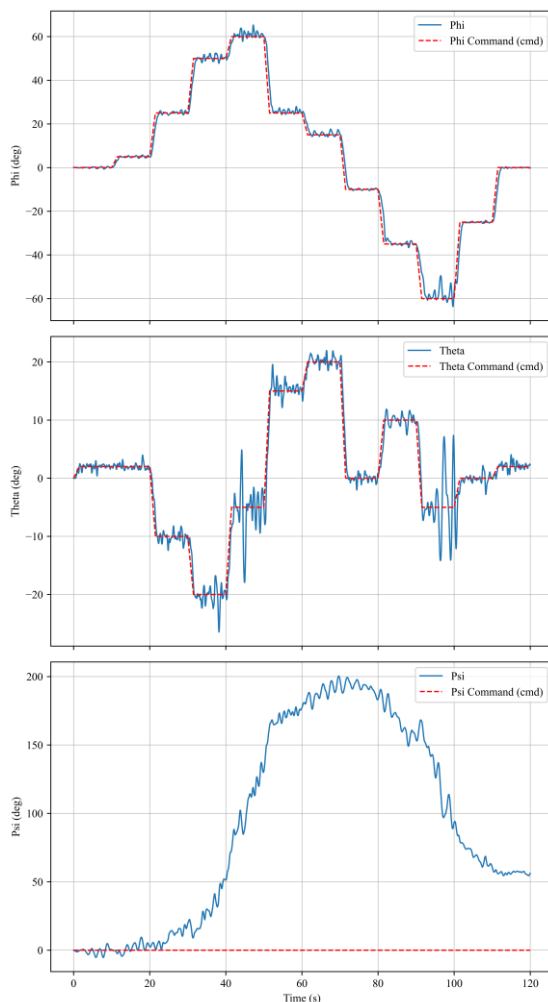
Fig.21 Time history of the Dryden gust velocity components

همان‌طور که در شکل ۲۱ مشاهده می‌شود، اعمال اغتشاشات جوی مبتنی بر مدل درآیدن با شدت زیاد، نوسانات شدید و ناگهانی در مؤلفه‌های سرعت تندباد ایجاد می‌کند؛ به‌طوری که سرعت تندباد در برخی بازه‌های زمانی به بیش از ۱۵ متر بر ثانیه می‌رسد. این شرایط تلاطم شدید، چالش جدی و پیچیده‌ای را برای پایداری سیستم کنترل پرواز پیشنهادی ایجاد می‌کند.

۷-۵-۲- عملکرد سامانه رای گیری در حضور خطا و اغتشاشات جوی

با توجه به شکل ۲۲ سامانه رای گیری با مقایسه خروجی مسیرهای واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و کانولوشنی زمانی (TCN)، توانسته است انحراف ناشی از خطا را در کنترل‌کننده کلاسیک از تغییرات ناشی از اغتشاش تفکیک کند. این موضوع از آن جهت اهمیت دارد که اعمال تندبادهای شدید در اغتشاشات جوی موجب نوسانات ناگهانی و با دامنه بزرگ در پاسخ هواپیما می‌شود و هرگونه خطای تشخیص در چنین شرایطی می‌تواند پایداری و ایمنی پرواز را به‌طور جدی تحت تأثیر قرار دهد.

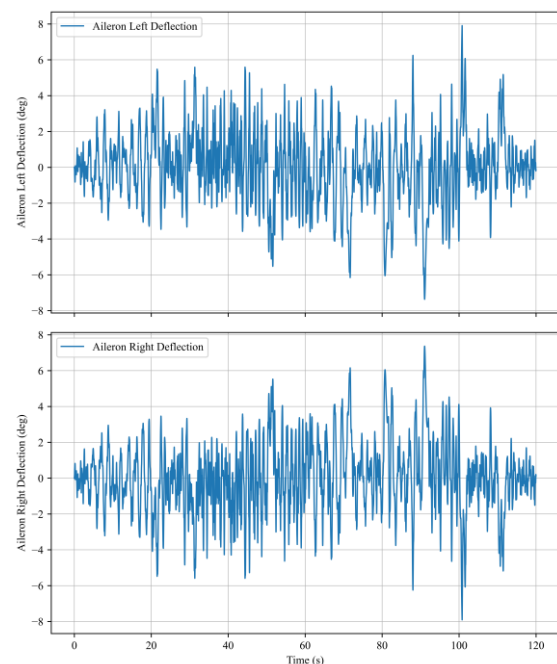
نتایج نشان داد که هر دو مدل داده‌محور توانسته‌اند رفتار مرجع را با دقت مناسبی بازتولید کنند و به‌عنوان مسیرهای موازی سالم در ساختار کنترل ایفای نقش کنند. همچنین در شرایط بروز خطا حتی در حضور اغتشاشات شدید جوی، شاخص‌های پایش سلامت توانستند انحراف مسیر معیوب را به‌خوبی آشکار کنند و با کاهش اثر آن در فرآیند رأی‌گیری، پایداری و کیفیت پاسخ حلقه‌بسته حفظ شود. بررسی پاسخ سامانه نیز نشان داد که پس از وقوع خطا، زاویه رول همچنان فرمان مرجع را با دقت قابل قبولی دنبال می‌کند، فرمان ایلرون دچار رفتار ناپایدار نمی‌شود و عملکرد سایر متغیرهای دینامیکی نیز در محدوده قابل قبول باقی می‌ماند. از منظر علمی، دستاورد اصلی این پژوهش در تلفیق کنترل کلاسیک با دو مسیر داده‌محور ناهمگن و استفاده از رأی‌گیری مقاوم در سطح فرمان عملکردی است؛ رویکردی که هم تنوع ساختاری لازم برای تشخیص مسیر معیوب را فراهم می‌کند و هم بدون اتکا به مدل دقیق خرابی، امکان شناسایی و ایزوله‌سازی خطای نرم‌افزاری را به‌وجود می‌آورد.



شکل ۲۵ تاریخچه عملکرد زوایای وضعیت و فرامین متناظر در حضور خطا و اغتشاشات جوی

Fig.25 Time history of the attitude angles and corresponding commands in the presence of faults and atmospheric disturbances

همچنین پیک‌ها با توجه به اغتشاشات جوی اعمال‌شده قابل قبول بوده و متناسب با تغییرات مرجع باقی می‌مانند.



شکل ۲۴ تاریخچه عملکرد فرمان نهایی ایلرون در حضور خطا و اغتشاشات جوی

Fig.24 Time history of the final aileron command in the presence of faults and atmospheric disturbances

۴-۵-۷- زاویه‌های وضعیت و نرخ‌های زاویه‌ای

برای اطمینان از عدم بروز ناپایداری در حضور اغتشاشات جوی در سایر کانال‌ها، زاویه‌های ϕ ، θ ، ψ و نرخ‌های p ، q ، r بررسی شدند. شکل ۲۵ نشان می‌دهد که کانال‌های پیچ و یابعلت وجود تندباد دچار نوسانات شدند؛ ولی این نوسانات باعث ناپایداری پرنده نمی‌شود و زوایای وضعیت در محدوده مجاز باقی می‌مانند و اثرات کوپل دینامیکی پس از گذرا حتی با وجود اغتشاشات جوی نیز میرا می‌شوند. نرخ‌های زاویه‌ای نیز با توجه به شکل ۲۶ پیک‌های گذرای محدودی و نوسانی بعلت حضور تندباد دارند؛ ولی نوسانات پایدار یا نرخ‌های بزرگ ماندگار مشاهده نمی‌شود. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که سامانه کنترل پرواز پیشنهادی، حتی در حضور تندبادهای شدید و زمان‌متغیر، عملکرد قابل‌اعتمادی در تشخیص خطا و انتخاب مناسب‌ترین خروجی کنترلی دارد.

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله، یک چارچوب کنترل تحمل‌پذیر خطا برای کانال عرضی یک هواپیمای شش‌درجه‌آزادی ارائه شد که در آن کنترل‌کننده کلاسیک با دو مدل داده‌محور واحد بازگشتی دروازه‌دار (GRU) و کانولوشنی زمانی (TCN) به‌صورت موازی ترکیب و خروجی آن‌ها در سطح فرمان ایلرون با یک سازوکار رأی‌گیری مقاوم ادغام شد. تمرکز اصلی پژوهش بر خطای نرم‌افزاری در مسیر کنترل‌کننده کلاسیک کانال رول بود؛ خطایی که با وجود اهمیت عملی، در بسیاری از مطالعات کمتر به‌صورت مستقیم بررسی شده است.

تأییدیه اخلاقی: محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی منتشر نشده است.

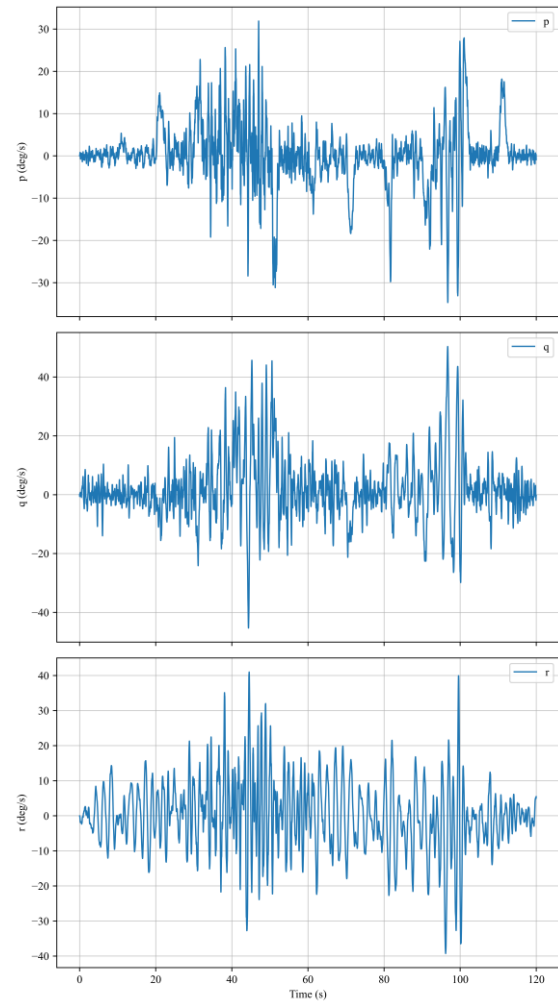
تعارض منافع: هیچ گونه تعارض منافع برای اظهار وجود ندارد.

بیانیه هوش مصنوعی: برای ویرایش ادبی، نگارشی و دستوری متن این مقاله از هوش مصنوعی استفاده شده است. لازم به ذکر است، مسئولیت کامل محتوای مقاله منتشرشده بر عهده نویسندگان می باشد. حامی مالی: ندارد.

نقش نویسندگان: نویسنده اول نگارش ابتدایی مقاله، توسعه کدها، انجام شبیه سازی ها و تحلیل داده ها را انجام داده است. نویسنده دوم نیز مفهوم سازی ایده، بازبینی شبیه سازی ها، اعتبارسنجی نتایج و ویرایش نهایی متن را بر عهده داشته است.

فهرست علائم

دهانه بال (m)	b
بایاس ثابت خطا	b_s
وتر میانگین آیرودینامیکی (m)	$\bar{c}$
ضرایب بدون بُعد گشتاورهای آیرودینامیکی	C_L, C_m, C_n
ضرایب بدون بُعد نیروهای آیرودینامیکی	C_X, C_Y, C_Z
سیگنال خطا	e
شتاب گرانش (m/s^2)	g
حالت نهان در شبکه عصبی	h_t
تانسور اینرسی ($kg \cdot m^2$)	I
ممان های اینرسی حول محورهای بدنه ($kg \cdot m^2$)	I_x, I_y, I_z
حاصل ضرب اینرسی ($kg \cdot m^2$)	I_{xz}
ضرایب کنترل کننده تناسبی، انتگرالی و مشتقی	K_p, K_i, K_d
گشتاورهای رول، پیچ و یاو ($N \cdot m$)	L, M, N
جرم هواپیما (kg)	m
میانه خروجی ها (برآورد مرکزی مقاوم)	$m(k)$
انحراف مطلق میانه محور	MAD
نرخ های زاویه ای در دستگاه بدنه (rad/s)	p, q, r
فشار دینامیکی (Pa)	$\bar{q}$
نرخ رانش خطی خطا	r_s
شاخص سلامت مسیر i ام	s_i
سطح مرجع بال (m^2)	S
مؤلفه های سرعت خطی در دستگاه بدنه (m/s)	u, v, w
فرمان نهایی تلفیق شده	u_f
سرعت کلی هواپیما (m/s)	V
وزن اختصاص یافته به هر مسیر در رأی گیری	w_i
محورهای دستگاه مختصات بدنه	x, y, z
امتیاز استاندارد شده (z-score)	z_i



شکل ۲۶ تاریخچه عملکرد نرخ های زاویه ای در حضور خطا و اغتشاشات جوی

Fig.26 Time history of the angular rates in the presence of faults and atmospheric disturbances

همچنین تمرکز بر خطای نرم افزاری در کانال عرضی و ارزیابی پایداری و میزان استحکام سامانه کنترل پرواز پیشنهادی، این پژوهش را از بخش قابل توجهی از مطالعات پیشین که بیشتر معطوف به خرابی های سخت افزاری بوده اند، متمایز می سازد. در مجموع، نتایج این مطالعه نشان می دهد که ترکیب کنترل کننده کلاسیک با مدل های داده محور واحد بازگشتی دروازه دار (GRU) و کانولوشنی زمانی (TCN) و ادغام خروجی ها از طریق رأی گیری مقاوم، می تواند راهکاری مؤثر و توسعه پذیر برای افزایش تحمل پذیری خطای نرم افزاری در سامانه های کنترل پرواز باشد. در ادامه، گسترش این چارچوب به خرابی های هم زمان چندکاناله و نیز بررسی معماری هایی مانند ترنسفورمرها می تواند به عنوان مسیر طبیعی توسعه این پژوهش دنبال شود. همچنین، ارزیابی کمی تر میزان مقاومت ساختار پیشنهادی و بررسی عملکرد آن در مواجهه با برخی چالش های کنترلی سامانه های هوایی، می تواند در ادامه مورد بررسی قرار گیرد.

- [8] B. Li, W. Dong, and C. Xiong, "Robust actuator-fault-tolerant control system based on sliding-mode observer for thrust-vectoring aircrafts," *Asian J. Control*, vol. 21, no. 1, pp. 1–12, 2019. doi: 10.1002/asjc.1841.
- [9] F. Caliskan and C. Hajiyeve, "Active fault-tolerant control of UAV dynamics against sensor-actuator failures," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 29, no. 3, 2016. doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000579.
- [10] Y. Liu, S. Hong, E. Zio, and J. Liu, "Integrated fault estimation and fault-tolerant control for a flexible regional aircraft," *Chin. J. Aeronaut.*, vol. 34, no. 1, pp. 195–207, 2021. doi: 10.1016/j.cja.2020.08.032.
- [11] Y. X. Xue, Z. Y. Zhen, L. Q. Yang, and L. D. Wen, "Adaptive fault-tolerant control for carrier-based UAV with actuator failures," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 105, Art. no. 106227, 2020. doi: 10.1016/j.ast.2020.106227.
- [12] L. Zuo and L. Yao, "Fault isolation and fault tolerant control for the uncertain quadrotor UAV system," *Int. J. Control Autom. Syst.*, vol. 22, no. 1, pp. 301–310, 2024. doi: 10.1007/s12555-022-0249-7.
- [13] A. Marcos, S. Waitman, and M. Sato, "Fault tolerant linear parameter varying flight control design, verification and validation," *J. Franklin Inst.*, vol. 358, no. 1, pp. 1045–1073, 2021. doi: 10.1016/j.jfranklin.2021.02.040.
- [14] X. Wang, J. Du, W. Jia, S. Liu, and Y. Lyu, "A fault reconstruction method for aircraft with multiple control surfaces," in *ICGNC 2022*, L. Yan et al., Eds., *Lecture Notes in Electrical Engineering*, vol. 845. Singapore: Springer, pp. 4672–4682, 2023. doi: 10.1007/978-981-19-6613-2_453.
- [15] P. Freeman, R. Pandita, N. Srivastava, and G. J. Balas, "Model-based and data-driven fault detection performance for a small UAV," *IEEE/ASME Trans. Mechatronics*, vol. 18, no. 4, pp. 1300–1309, 2013. doi: 10.1109/TMECH.2013.2258678.
- [16] T. Grof and P. Bauer, "Voting-based fault detection for aircraft position measurements with dissimilar observations," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 53, no. 2, pp. 7241–7246, 2020. doi: 10.1016/j.ifacol.2020.12.1841.
- [17] M. Shin, Y. Cho, and H. Son, "Robust estimation and sensor fault management using probabilistic voting algorithm in UAVs," *IEEE Sensors Journal*, vol. 24, no. 24, 2024, doi: 10.1109/JSEN.2024.3483220.
- [18] Z. Xu, Y. Li, C. Feng, and L. Zhang, "Exact fault-tolerant consensus with voting validity," in *Proc. 2023 IEEE Int. Parallel Distrib. Process. Symp. (IPDPS)*, St. Petersburg, FL, USA, 2023, pp. 842–852. doi: 10.1109/IPDPS54959.2023.00089.
- [19] S. Ifqir, C. Combastel, A. Zolghadri, G. Alcalay, P. Goupil, and S. Merlet, "Fault tolerant multi-sensor data fusion for autonomous navigation in future civil aviation operations," *Control Eng. Pract.*, vol. 123, no. 105132, 2022. doi: 10.1016/j.conengprac.2022.105132.
- [20] S. Sun, X. Feng, W. Xu, M. Shao, and K. Tang, "A deep learning framework for aircraft noise prediction and system-level application," in *Proc. 2025 4th Int. Symp. Aerospace Engineering and Systems (ISAES)*, 2025, doi: 10.1109/ISAES66870.2025.11274357.

زاویه حمله (rad)	α
زاویه لغزش جانبی (rad)	β
ثابت کمکی محاسبات اینرسی	Γ
انحراف سطوح کنترلی ایلرون، الویتور و رادر (rad)	$\delta_a, \delta_e, \delta_r$
عملگر تغییرات یا شیب سیگنال	Δ
مقدار بسیار کوچک برای جلوگیری از تقسیم بر صفر	ϵ
آستانه تشخیص انحراف در رأی‌گیری	ζ
ضریب کاهش بهره در مدل خطا	η_s
زاویه پیچ (rad)	θ
ضریب فراموشی یا تنظیم‌کننده	λ
چگالی هوا (kg/m ³)	ρ
شاخص شباهت بین دو مسیر خروجی	ρ_{ij}
تابع فعال‌ساز سیگموئید یا انحراف معیار	σ
انحراف معیار نویز خطا	σ_s
ثابت زمانی عملگر (s)	τ_a
زاویه رول (rad)	ϕ
زاویه یاء (rad)	ψ
بردار سرعت زاویه‌ای بدنه (rad/s)	ω_b

منابع

- [1] Y. Zhang and J. Jiang, "Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems," *Annu. Rev. Control*, vol. 49, pp. 1–20, 2020. doi: 10.1016/j.arcontrol.2020.02.001.
- [2] C. Edwards, T. Lombaerts, and H. Smaili, Eds., *Fault-Tolerant Flight Control: A Benchmark Challenge*. Berlin, Germany: Springer, 2010. doi: 10.1007/978-3-642-11690-2.
- [3] K. Cho, B. van Merriënboer, C. Gulcehre, D. Bahdanau, F. Bougares, H. Schwenk, and Y. Bengio, "Learning phrase representations using RNN encoder-decoder for statistical machine translation," in *Proc. Conf. Empirical Methods Natural Lang. Process. (EMNLP)*, 2014, pp. 1724–1734.
- [4] S. Bai, J. Z. Kolter, and V. Koltun, "An empirical evaluation of generic convolutional and recurrent networks for sequence modeling," *arXiv preprint arXiv:1803.01271*, 2018.
- [5] R. Isermann, *Fault-Diagnosis Systems: An Introduction from Fault Detection to Fault Tolerance*. Berlin, Germany: Springer, 2006. doi: 10.1007/978-3-540-30368-8.
- [6] Q. Li, Z. Ren, S. Dai, and W. Wang, "A new robust fault-tolerant controller for self-repairing flight control system," *J. Franklin Inst.*, vol. 350, no. 9, pp. 2611–2633, 2013. doi: 10.1016/j.jfranklin.2013.02.020.
- [7] D. Kim and Y. Kim, "Robust variable structure controller design for fault tolerant flight control," *J. Guid. Control Dyn.*, vol. 23, no. 3, pp. 434–442, 2000. doi: 10.2514/2.4557.

- [21] F. Chen, Y. Yu, and Y. Li, "An aero-engine remaining useful life prediction model based on clustering analysis and the improved GRU-TCN," *Meas. Sci. Technol.*, vol. 36, Art. no. 016001, 2025.
- [22] B. L. Stevens, F. L. Lewis, and E. N. Johnson, *Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems*, 3rd ed. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2015.
- [23] B. Etkin and L. D. Reid, *Dynamics of Flight: Stability and Control*, 3rd ed. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 1996.
- [24] H. Asharioun, M. Jahanshahifar, M. Davoodi, and M. Mazare, "Real-Time Fault Tolerant Attitude Stabilization Control of a Quadrotor in the Presence of Actuator Fault," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 23, no. 7, pp. 435-448, 2023. doi: [10.22034/mme.23.7.424](https://doi.org/10.22034/mme.23.7.424).
- [25] M. Najafi, Sh. Rahmanian, and B. Shirani, "Design of an H_∞-PID Controller for an UAV Auto-Landing System Based on External Navigation," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 17, no. 11, pp. 88-96, 2018. doi: [10.1001.1.10275940.1396.17.11.13.3](https://doi.org/10.1001.1.10275940.1396.17.11.13.3).
- [26] U.S. Department of Defense, Flying Qualities of Piloted Airplanes, Military Specification MIL-F-8785C, Nov. 1980.
- [27] A. van den Oord, S. Dieleman, H. Zen, K. Simonyan, O. Vinyals, A. Graves, N. Kalchbrenner, A. Senior, and K. Kavukcuoglu, "WaveNet: A generative model for raw audio," *arXiv preprint arXiv:1609.03499*, 2016.
- [28] N. Srivastava, G. Hinton, A. Krizhevsky, I. Sutskever, and R. Salakhutdinov, "Dropout: A simple way to prevent neural networks from overfitting," *Journal of Machine Learning Research*, vol. 15, no. 56, pp. 1929-1958, 2014.
- [29] K. He, X. Zhang, S. Ren, and J. Sun, "Deep residual learning for image recognition," in *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*, 2016, pp. 770-778.
- [30] D. P. Kingma and J. Ba, "Adam: A method for stochastic optimization," in *Proc. 3rd Int. Conf. Learn. Representations (ICLR)*, 2015.
- [31] M. Blanke, M. Kinnaert, J. Lunze, and M. Staroswiecki, *Diagnosis and Fault-Tolerant Control*, 3rd ed. Berlin, Germany: Springer, 2016. doi: [10.1007/978-3-662-47943-8](https://doi.org/10.1007/978-3-662-47943-8).