



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 2, pp. 63-80, 2025

<https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.5>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

Enhancing Aircraft Fault-Tolerant Control: Hybrid Fusion of Fast Convergence Super-Twisting Observer and Adaptive Neural Network Approaches

Javad Naderifar^{ORCID}, Mostafa Khazaei^{ORCID}, and Seyed Hossein Sadati^{ORCID}

Faculty of Aerospace Engineering, University of Malek Ashtar, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 25 August 2024

Revised 02 November 2024

Accepted 03 November 2024

Available Online 03 November 2024

Keywords:

Fault-tolerant control

Disturbance rejection

Adaptive neural observer

Fast convergence super-twisting

Backstepping control

ABSTRACT

Robust performance in flight control systems requires minimizing the impact of nonlinear dynamics, sensor faults, signal loss, and external disturbances. To address these challenges, conventional architectures rely on high-reliability systems supported by human intervention to detect and manage errors that can critically impair aircraft operation. Fault-tolerant control strategies integrate multiple layers of estimation and compensation to manage various fault types. This study proposes a three-stage methodology to mitigate sensor faults in the presence of disturbances. In the first stage, a fast-converging super-twisting sliding mode observer is employed to eliminate disturbances and noise from the outputs of angular velocity sensors. The second stage applies an adaptive neural observer for fault detection and isolation (FDI). In the third stage, a control system based on the backstepping method generates smooth control commands to compensate for the identified faults. The control strategy dynamically adapts based on the fault type and location—whether in sensors, actuators, or other components—ensuring consistent fault mitigation. Simulation results using a nonlinear six-degree-of-freedom F-18 aircraft model validate the effectiveness of the proposed algorithm in simultaneously detecting and compensating for disturbances and faults.

* Corresponding Author's E-mail: khazaei_m@mut.ac.ir

How to Cite this Article:

J. Naderifar, M. Khazaei, and S. H. Sadati, "Enhancing aircraft fault-tolerant control: hybrid fusion of fast convergence super-twisting observer and adaptive neural network approaches," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 2, pp. 63-80, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.6>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



بهبود سیستم کنترل پرواز متحمل عیب با استفاده از تلفیق شبکه عصبی

تطبیقی و الگوریتم فوق پیچشی با همگرایی سریع

جواد نادری فر^۱، مصطفی خزائی^{۲*}، و سیدحسین ساداتی^۳

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

در سیستم‌های کنترل پرواز، اطمینان از عملکرد صحیح و کاهش تأثیرات نامطلوب ترم‌های غیرخطی دینامیک پرنده، خطاهای حسگر و اغتشاشات و محدود ماندن خطا در حضور عیب حسگر و حتی از دست رفتن اطلاعات حسگر بسیار حیاتی است. به‌طور معمول، یک سیستم با قابلیت اطمینان بالا به همراه تصمیم‌گیری انسانی برای جلوگیری از بروز چنین خطاهایی و اصلاح آن‌ها در وسیله پرنده مورد استفاده قرار می‌گیرد که در صورت بروز عیب با مشکلاتی مواجه جدی می‌گردد. طراحی سیستم کنترل‌کننده تحمل‌پذیر خطا با ترکیبی از سطوح مختلف تخمین و جبران‌سازی به‌منظور مقابله با انواع مختلفی از خطاهای سیستم، صورت می‌پذیرد. در این مقاله ترکیبی جدید در سه مرحله اصلی برای غلبه بر خطای حسگرها در حضور اغتشاش، ارائه می‌شود. مرحله اول، حذف اغتشاش و نویز از خروجی حسگرهای سرعت زاویه‌ای پرنده، مرحله دوم شامل تشخیص و جداسازی خطا (FDI) و مرحله سوم، طراحی سیستم کنترلی جهت غلبه بر آثار خطای بوجود آمده است. در مرحله اول، حذف و شناسایی اغتشاش، توسط رویکرد فوق‌پیچشی با همگرایی سریع بر پایه مود لغزشی انجام می‌پذیرد. در مرحله دوم، تشخیص و شناسایی خطا با یک رویکرد عصبی-تطبیقی صورت گرفته و در مرحله طراحی کنترل‌کننده، از روش گام‌به‌عقب با فرمان کنترلی نرم استفاده شده است. نتایج شبیه‌سازی معادلات شش درجه آزادی غیرخطی برای هواپیمای F-18 نشان‌دهنده کارایی مناسب الگوریتم پیشنهادی در تشخیص و جبران‌سازی اثرات همزمان اغتشاش و عیب است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۴ شهریور ۱۴۰۳
بازنگری ۱۲ آبان ۱۴۰۳
پذیرش ۱۳ آبان ۱۴۰۳
اولین انتشار ۱۳ آبان ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب
حذف اغتشاش
رویت‌گر عصبی تطبیقی
رویت‌گر فوق‌پیچشی همگرایی سریع کنترل
گام به عقب

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: khazae m@mut.ac.ir

How to Cite this Article:

J. Naderifar, M. Khazae, and S. H. Sadati, "Enhancing aircraft fault-tolerant control: hybrid fusion of fast convergence super-twisting observer and adaptive neural network approaches," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 2, pp. 63-80, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.2.6>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



۱ مقدمه

بروز اغتشاش و عیب در سیستم‌های کنترل غیرخطی پیچیده، چالش‌های زیادی را ایجاد می‌کنند. افراد بسیاری به‌ویژه در سیستم‌های غیرخطی، تحقیقات زیادی را درباره شناسایی اثرات اغتشاشات و عیب انجام داده‌اند [۱]. بر اساس مطالعات انجام شده روی پژوهش‌های محققان، می‌توان گفت که کنترل حالت لغزشی SMC یک تکنیک قوی برای حل این مشکلات در حوزه‌های مختلف علوم هوایی و فضایی مانند کنترل فضاپیماها، وسایل نقلیه هوایی، ربات‌های هوشمند است [۲]. استفاده از مود لغزشی مرتبه بالا HOSMC به علت عدم نیاز به دانش دقیق از پارامترهای سیستم و پاسخ دینامیکی سریع‌تر و کاهش لرزش و مقابله با تغییرات سیستم نسبت به مود لغزشی مرتبه اول مورد توجه بیشتری قرار گرفته است [۳]. استفاده از الگوریتم فوق‌پیچشی STA با برخورداری از حساسیت کمتر به نویز و اغتشاش، کاهش لرزش، همگرایی در زمان محدود و عدم نیاز به شناخت حد بالای اغتشاش، در زمینه حذف اغتشاشات مورد توجه می‌باشد [۴]. استراتژی‌های کنترل تطبیق حالت لغزشی زمان‌بندی‌شونده ASTA بهبود کارایی را افزایش می‌دهند و با اغتشاش مقابله می‌کنند و عملکرد بهتری ارائه می‌کنند [۵]. برای مقابله با اغتشاشات خارجی و عدم قطعیت در سیستم‌ها، روش‌های مختلفی از جمله کنترل‌کننده خطی‌سازی بازخور، مقاوم، تطبیقی، تطبیقی مقاوم، مبتنی بر رؤیت‌گر و کنترل‌کننده مود لغزشی مورد استفاده قرار می‌گیرند. اما بیشتر این روش‌ها تنها پایداری نسبی را تضمین می‌کنند و زمان زیادی برای تعقیب مسیرهای مطلوب صرف می‌کنند. به همین دلیل، روش‌هایی مانند رویکرد زمان محدود پایداری لیاپانوف، رویکرد مود لغزشی ترمینالی و روش مود لغزشی فوق‌پیچشی توسعه یافته‌اند که با تضمین پایداری حالت‌های سیستم در زمان محدود، به همگرایی سریع می‌انجامند. رؤیت‌گر مود لغزشی فوق‌پیچشی دارای خصوصیتی مانند کاهش پدیده لرزش و حفظ خواص مقاوم نسبت به اغتشاشات و عدم قطعیت است [۶،۷]. استفاده از رؤیت‌گر مود لغزشی فوق‌پیچشی همگرایی سریع FCSTO به‌منظور پیچیدگی دینامیک مسئله با قابلیت کنترل نرخ همگرایی، در این پژوهش استفاده شده‌است. همچنین نوآوری متمرکز بر حذف اغتشاش در این پژوهش، استفاده از رؤیت‌گر فوق‌پیچشی همگرایی سریع برای تخمین سرعت زاویه‌ای است. استفاده از رؤیت‌گر فوق‌پیچشی برای سیستم‌هایی با پاسخ سریع مانند بازوی روبات‌ها عملکرد خوبی دارند ولی برای سیستم‌های بزرگ، زمان پاسخ کند رؤیت‌گر، فراجهدش بزرگ و زمان همگرایی طولانی خواهد داشت. برای حل این مسئله استفاده از رؤیت‌گر فوق‌پیچشی با زمان

همگرایی سریع، یکی از روش‌های مؤثر برای مهار اغتشاشات موجود در سیستم‌های دینامیکی است که با استفاده از رؤیت‌گر اغتشاشات سیستم را مهار می‌کند و سرعت زاویه‌ای را به‌صورت مطلوب تخمین می‌زند. رؤیت‌گر فوق‌پیچشی FCSTO زمان همگرایی را کنترل می‌کند و به‌طور قابل توجهی فراجهدش را کاهش می‌دهد و عملکرد رؤیت‌گر را بهبود می‌بخشد [۷].

عیب از لحاظ محل وقوع، اغلب در سه دسته عیب‌های عملگری، حسگری و پارامتری و از دیدگاه زمانی در سه نوع ورود ناگهانی، نرم و موقتی تقسیم‌بندی می‌شود [۸]. عیب‌یابی سه وظیفه مهم تشخیص، جداسازی و شناسایی (تخمین) آن را بر عهده دارند. در مرجع [۹] عیب‌یابی مبتنی بر افزونگی تحلیلی مورد بحث و بررسی قرار گرفت. افزونگی تحلیلی در مقایسه با افزونگی سخت‌افزاری، از نظر کاهش هزینه بسیار مفیدتر است؛ اما با مشکلاتی مانند نویزهای محیطی، خطاهای مدل‌سازی اجتناب‌ناپذیر و پیچیدگی دینامیک سیستم و ساختار کلی روبه‌رو است. در مرجع [۱۰] و [۱۱] الگوریتم تشخیص اتوماتیک و مکان‌یابی خطا ارائه شد. در این روش از تقریب‌زن‌های همزمان و الگوریتم‌های آموزش تطبیقی استفاده شد. تقریب‌زن همزمان، یک مدل از شبکه عصبی است که بر تغییرات دینامیک سیستم (ناشی از شکست) نظارت دارد. در مرجع [۱۲] یک شبکه عصبی حلقه‌باز به‌عنوان مدل آموزش داده شده که در آن دو کنترل‌کننده تناسبی-انترگالی-مشتقی وجود دارد. یکی برای فرآیند اصلی و دیگری برای شبکه عصبی که از فرآیند اصلی تبعیت می‌کند. اگر بین فرآیند مدل شده (yp) و مدل مرجع (ym) تفاوت وجود داشته باشد، یک باقی‌مانده غیرصفر تولید می‌شود. با توجه به مقدار باقی‌مانده، یک مدل شبکه عصبی خطادار و مسیر جبران برای بهبود خطای مربوطه و شرایط کاری انتخاب می‌شود. در مرجع [۱۳] کنترل‌کننده عصبی پیشنهاد شده که میزان تحمل‌پذیر بودن خطای یک هواپیمای جنگنده در حین فرود را افزایش می‌دهد. این کنترل‌کننده شبکه عصبی یک روش آموزش خطای پس‌خور با یک شبکه عصبی مبتنی بر تابع شعاعی دینامیکی به‌کار می‌گیرد. در این روش آموزش به‌صورت همزمان انجام می‌شود. با این روش خطاهای بزرگ بهتر کنترل می‌شوند و سرعت عمل بالاتر است. پرهینسکی [۱۴] در بخش شناسایی و تشخیص خطا از تخمین‌گرهای عصبی استفاده کرد. برای طراحی قوانین کنترل جهت مکان‌دهی خطای عملگرها از پس‌خور دینامیکی غیرخطی با تقویت شبکه‌های عصبی استفاده شده‌است. برای مکان‌دهی خطاها در سنسورها از تغییر خروجی سنسور خراب شده برای تخمین‌های عصبی محاسبه شده در پروسه تشخیص و شناسایی خطا بهره‌برداری شد. بودسون [۱۵] یک کنترل‌کننده تطبیقی مدل مرجع MRAC را

به عنوان کنترل کننده با پارامترهایی که قابل تنظیم است و مکانیزمی که برای تنظیم این پارامترها تعریف می شود را ارائه کرد. این روش برای بسیاری از شکست های ساختاری سیستم مؤثر است و بیشتر به عنوان مرحله نهایی در الگوریتم های دیگر استفاده می شود. هدف از اجرای مدل تطبیقی در این روش، تعقیب یک مدل مرجع در خروجی فرآیند است. دانیه و همکارانش در مرجع [۱۶] با استفاده از تئوری کنترل مقاوم، کنترل کننده ای طراحی کرده اند که از طریق حداقل سازی نرم، برای بهینه سازی بدترین حالت کارایی سیستم عمل می کند. رویکرد در کنترل تحمل پذیر خطا می تواند به عنوان یک شاخص برای نشان دادن وجود اختلال در سیستم حلقه بسته استفاده شود. در مرجع [۱۷] سیستم تحمل نقص فعالی بر پایه کنترل مدل پیش بین MPC برای کوادروتور طراحی شد. در این مقاله از روش MPC با محدودیت های بازه ای استفاده شده است و برای تحمل کاهش اثرگذاری عملگر از فیلتر کالمن حالت افزوده بهره گرفته شده است. و به جای بازطراحی کامل کنترل کننده، فقط محدودیت های اعمال شده بر سیگنال های کنترلی تغییر داده می شود تا کنترل کننده با شرایط جدید منطبق شود.

در سال های اخیر، پیشرفت های قابل توجهی در زمینه استفاده از شبکه های عصبی تطبیقی برای شناسایی و تشخیص عیوب سنسورهای هواپیما صورت گرفته است. این روش به دلیل قابلیت بالای خود در تطبیق با تغییرات محیطی و شناسایی الگوهای پیچیده، به عنوان یکی از روش های پیشرو در سیستم های پایش سلامت هواپیما شناخته شده است. در مرجع [۱۸]، تایمور و همکاران رؤیت گری عصبی تطبیقی سریع را با استفاده از شبکه های عصبی تابع پایه شعاعی برای تشخیص و بازسازی عیوب حسگر در زمان واقعی توسعه دادند. این روش توانایی به روزرسانی دینامیک سیستم در پرواز و انطباق با شرایط مختلف را داراست و دقت و قابلیت اطمینان کنترل پهباداها را بهبود می بخشد. در مرجع [۱۹]، عباسپور و همکاران به طراحی کنترل فعال مقاوم در برابر عیوب برای یک پرنده بی سرنشین پرداختند و از رویکردهای شبکه عصبی تطبیقی برای شناسایی و اصلاح سریع خطاها استفاده کردند. وان و همکاران از ترکیب شبکه عصبی و رؤیت گر اغتشاش مرتبه بالا برای کنترل تطبیقی خودکار بالگرد بهره برده و روشی نوین به نام تبدیل خطا را معرفی کرده است. این ابتکار باعث بهبود عملکرد ردیابی و مدیریت عدم قطعیت های سیستم و اغتشاشات خارجی شده است [۲۰].

آلسعاده و همکاران به طراحی یک کنترل تطبیقی مبتنی بر تقریب عصبی غیرمستقیم برای کنترل وضعیت و موقعیت فضاپیماها پرداخته و با استفاده از تنها دو پارامتر تطبیقی، بار محاسباتی را کاهش دادند [۲۱].

چن و همکاران کنترل تطبیقی متحمل عیب را برای ردیابی

وضعیت فضاپیماها در شرایط وجود خطاهای اندازه گیری سرعت زاویه ای پیشنهاد کردند. ایشان با استفاده از شبکه عصبی به تقریب عدم قطعیت ها پرداخته و بدین ترتیب، عملکرد سیستم را در مواجهه با اغتشاشات خارجی تضمین نمودند [۲۲]. جیانگ و همکاران از روش های برنامه ریزی دینامیکی تطبیقی و شبکه عصبی برای بهینه سازی کنترل متحمل عیب استفاده کرده و با به کارگیری توابع مانع، محدودیت های سرعت زاویه ای و موقعیت را اعمال کرده اند. این رویکرد پایداری سیستم را تضمین و به کاهش خطاهای تخمین کمک می نماید [۲۳].

ترکیب شبکه های عصبی تطبیقی (ANNs) با فیلتر کالمن توسعه یافته (EKF) به عنوان یک رویکرد هیبریدی برای شناسایی و تشخیص عیوب سنسورهای هواپیما، در سال های اخیر پیشرفت های قابل توجهی داشته است. این روش ترکیبی از قدرت تطبیق پذیری و یادگیری عمیق شبکه های عصبی و قابلیت پیش بینی دقیق و به روزرسانی فیلتر کالمن بهره می برد. مختاری و همکاران به طراحی یک سیستم کنترل مقاوم فعال مبتنی بر شبکه عصبی برای هلیکوپترهای بدون سرنشین پرداخته و از یک رویکرد تطبیقی بر اساس شبکه های عصبی و فیلتر کالمن توسعه یافته استفاده کردند. این روش توانسته است عیوب سنسورها را در زمان واقعی شناسایی کند و دقت تشخیص را افزایش دهد [۲۴].

این مقاله، طراحی یک سیستم کنترل پرواز مقاوم در برابر عیب و اغتشاش ارائه می دهد که قادر است با خرابی های حسگر، اغتشاش های همزمان و نویز مقابله کند. نوآوری اصلی این مقاله شامل کاهش و حذف اغتشاش ها بدون نیاز به دانش حد بالای اغتشاش است. این کار با انتخاب ضرایب بهینه برای رؤیت گر فوق پیچشی با همگرایی سریع که در این مطالعه خودتنظیم و تطبیقی است، انجام می شود و از مشکلات لرزش با فرکانس بالا جلوگیری می کند. تخمین دقیق خروجی های حسگرهای معیوب هواپیما با استفاده از حسگرهای سالم هواپیما با استفاده از الگوریتم فوق پیچشی که بر اساس مسئله تخمین حالت در تئوری کنترل می باشد، انجام می شود. در بخش تشخیص و شناسایی عیب، از یک شبکه عصبی تطبیقی به همراه فیلتر کالمن توسعه یافته EKF استفاده می شود. این رویکرد به طور فعال اثرات عیب را کاهش می دهد و جبران می کند. استراتژی کنترل گام به عقب غیرخطی با عملکرد سوئیچ کنترلی نرم در هنگام وقوع عیب، اختلال ها و نویز استفاده می شود. این رویکرد، تلاش های کنترلی بیش از حد را محدود می کند و به طور همزمان اثرات ناخواسته از اغتشاشات، عیب و نویز را کاهش می دهد. بدین ترتیب، هواپیما قادر خواهد بود به طور خودکار در شرایط نامساعد با استفاده از سیستم کنترل پرواز طراحی شده، پرواز را ادامه دهد.

۲ معادلات دینامیکی غیرخطی پرنده

برای دستیابی به یک سیستم کنترلی تشخیص خطا، نیاز به وجود یک مدل دینامیکی دقیق از سیستم تحت بررسی می‌باشد. مدل دینامیکی غیر خطی هواپیما را می‌توان توسط معادلات دیفرانسیل غیر خطی مرتبه اول (با فرض زمین مسطح) و تغییرات تراست به شکل روابط (۱) نوشت مطابق با مرجع [۲۵-۲۷]:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I_z(l_{aero} + l_{T_V}) + I_{xz}(n_{aero} + n_{T_V})}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \\ &\frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pq + [I_z(I_y - I_x) - I_{xz}^2]qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} [m_{aero} + m_{T_V} + pr(I_z - I_x) + I_{xz}(r^2 - p^2)] \\ \dot{r} &= \frac{I_{xz}(l_{aero} + l_{T_V}) + I_x(n_{aero} + n_{T_V})}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \\ &\frac{[I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2]pq - I_{xz}(I_x - I_y + I_z)qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ \dot{\beta} &= p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{1}{MV} [M g \cos \gamma \sin \mu] + \frac{1}{MV} [D \sin \beta \\ &+ (Y + T_y) \cos \beta - T_x \sin \beta \cos \alpha + T_z \sin \beta \sin \alpha] \\ \dot{\alpha} &= q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta + \frac{1}{MV \cos \beta} [-L + M g \cos \gamma \cos \mu \\ &- T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha] \\ \dot{\mu} &= \frac{p \cos \alpha + r \sin \alpha}{\cos \beta} - \frac{g}{V} \cos \gamma \cos \mu \tan \beta \\ &+ \frac{L + T_x \sin \alpha - T_z \cos \alpha}{MV} [\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta] \\ &+ \frac{Y + T_y}{MV} \tan \gamma \cos \mu \cos \beta \\ &- \frac{T_x \cos \alpha + T_z \sin \alpha}{MV} \tan \gamma \cos \mu \sin \beta \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{mV} [L \cos \mu - M g \cos \gamma - (Y + T_y) \sin \mu \cos \beta] \\ &+ \frac{T_x}{MV} [\sin \mu \sin \beta \cos \alpha + \cos \mu \sin \alpha] \\ &+ \frac{T_z}{MV} [\sin \mu \sin \beta \sin \alpha - \cos \mu \cos \alpha] \\ \dot{\chi} &= \frac{1}{mV \cos \gamma} \{L \sin \mu + (Y + T_y) \cos \mu \cos \beta \\ &+ T_x [\sin \mu \sin \alpha - \cos \mu \sin \beta \cos \alpha]\} \\ &- \frac{T_z}{mV \cos \gamma} [\cos \mu \sin \beta \sin \alpha + \sin \mu \cos \alpha] \\ \dot{V} &= \frac{1}{M} [-D \cos \beta + (Y + T_y) \sin \beta - M g \sin \gamma \\ &+ T_x \cos \beta \cos \alpha + T_z \cos \beta \sin \alpha] \end{aligned} \quad (1)$$

معادله اول، معادلات حاکم بر دینامیک چرخش هواپیما شامل نرخ فراز q ، نرخ غلتش p و نرخ چرخش r در مختصات بدنی می‌باشند. سه

معادله دوم، معادلات حاکم بر حرکت هواپیما نسبت به بردار سرعت هستند. در اینجا α زاویه حمله، β زاویه سرش جانبی و μ زاویه چرخش حول بردار سرعت است. سه معادله آخر چرخش بردار سرعت نسبت به فضای اینرسی را بیان می‌کند. γ زاویه مسیر پرواز، χ زاویه بردار سرعت با شمال و V سرعت هواپیما است [۲۸]. در معادله‌های بالا D, L و T نیروی‌های برآ، پسا و تراست، I_x, I_y, I_z ممان‌های اینرسی، M جرم و g شتاب جاذبه، $l_{aero}, m_{aero}, n_{aero}$ ممان‌های آیرودینامیکی غلتش، فراز و گردش هستند. ممان‌های آیرودینامیکی که از مشخصه‌های خطی و غیرخطی کنترل و پایداری جسم پرنده هستند به‌صورت رابطه (۲) تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} \hat{I}_{aero} &= 0.5\rho V^2 S b \left[C_{l_\beta}(\alpha)\beta + C_{l_p}(\alpha)\frac{pb}{2V} + C_{l_r}(\alpha)\frac{rb}{2V} \right] \\ \hat{m}_{aero} &= 0.5\rho V^2 S c \left[C_{m_\alpha}(\alpha)\beta + C_{m_q}\frac{\bar{c}q}{2V} \right] \\ \hat{n}_{aero} &= 0.5\rho V^2 S b \left[C_{n_\beta}(\alpha)\beta + C_{n_p}(\alpha)\frac{pb}{2V} + C_{n_r}\frac{rb}{2V} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

همچنین T_x و T_y و T_z بردارهای تراست می‌باشند در رابطه (۱) که این پارامترها به‌صورت رابطه (۳) بیان می‌گردند.

$$\begin{aligned} T_x &= T \cos(d_m) \cos(d_n) \\ T_y &= T \cos(d_m) \sin(d_n) \\ T_z &= T \sin(d_m) \end{aligned} \quad (3)$$

پارامترهای d_m و d_n تغییرات انحراف بردار تراست بین ۱۵ الی ۹ درجه محدود شده‌اند.

۳ فرم دینامیکی کلی مسئله

برای سیستم کنترل متحمل عیب، فرم کلی سیستم به‌صورت معادله زیر تعریف می‌گردد.

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = f(x(t)) + g(x(t))u(t) + \zeta(t, x) + E\psi(x) \\ y(t) = h(x(t)) + f_s(x, u) + v \end{cases} \quad (4)$$

که $u \in R^m$ بردار ورودی، $y \in R^r$ خروجی، $x \in R^n$ بردار حالت، $f: R^n \rightarrow R^r$ تابع حالت، $g: R^n \rightarrow R^{n \times m}$ تابع ورودی، $h: R^n \rightarrow R^r$ تابع خروجی، $f_s(x, u): R^n \rightarrow R^r$ بردار خطای سنسورها هستند. E ماتریس ثابت، $\zeta(t, x)$ ترم غیرخطی، $\psi(t)$ اغتشاش سیستم v نویز می‌باشد. در مرحله اول برای حذف و تضعیف اغتشاش از الگوریتم فوق‌پیش‌بینی همگرایی سریع استفاده می‌شود. در مرحله بعد

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + \lambda^* |e_1 + k_1 e_2|^{0.5} \text{sign}(e_1 + k_1 e_2) \\ \dot{\hat{x}}_2 = f^*(t, \hat{x}_1, \hat{x}_2, u) + \alpha^* \text{sign}(e_1 + k_2 e_2) \end{cases} \quad (8)$$

با تعریف خطا تخمین به صورت معادله (۹) خواهیم داشت.

$$\begin{cases} e_i^* = x_i - \hat{x}_i \\ \dot{e}_1^* = e_2^* - \lambda^* |e_1 + k_1 e_2|^{0.5} \text{sign}(e_1 + k_1 e_2) \\ \dot{e}_2^* = F(t, \hat{x}_1, \hat{x}_2, u) - \alpha^* \text{sign}(e_1 + k_2 e_2) \end{cases} \quad (9)$$

باتوجه به محدود بودن حالت‌ها و ورودی کنترلی، f^+ حد بالای تابع F در نظر گرفته می‌شود. طبق معادله (۱۰) که ثابت ناشناخته می‌باشد، علاوه بر این ζ^* شامل ترم اغتشاش و اختلالات می‌باشد. با انتخاب ضرایب مناسب بهره رویت‌گر λ^* و α^* که بیشتر اثبات شد، دینامیک خطا به صفر همگرا می‌گردد $x_1 = \hat{x}_1$ و $x_2 = \hat{x}_2$ بعد از یک زمان محدود $t \geq T_0$ همگرا می‌گردد.

$$F \triangleq f^*(t, x_1, x_2, u) - f^*(t, \hat{x}_1, \hat{x}_2, u) + \zeta^*(t, x_1, x_2, u) \quad (10)$$

$$|F(t, \hat{x}_1, \hat{x}_2, u)| \leq f^*$$

علاوه بر این، بهره‌های رویت‌گر طبق رابطه (۱۱) به صورت تطبیقی و طبق مرجع [۷] به دست آید.

$$\lambda^* = \begin{cases} k_1^* \text{sign}(|e_1^*| - \varepsilon^*) & \text{if } \lambda^* > \alpha_m^* \\ k_2^* & \text{if } \lambda^* \leq \alpha_m^* \\ \alpha^* = k_3^* \lambda^* \end{cases} \quad (11)$$

که ضرایب به کار رفته در رویت‌گر به ترتیب K_1^*, K_2^*, K_3^* و ε^* ماتریس مثبت هستند و α_m^* یک ثابت مثبت کوچک دلخواه است. ضرایب بهینه به دست آمده برای رویت‌گر فوق‌پیچشی همگرایی سریع در جدول (۱) آورده شده است.

جدول ۱- ضرایب بهینه رویت‌گر فوق‌پیچشی.

Table 1. Optimal gains of the super-twisting observer.

Gain Value / Observer	λ^*	α^*	κ_1^*	κ_2^*	κ_3^*
Angular Velocity Estimator for Roll (p)	10	1.35	0.03	5	0.18
Pitch Angular Velocity Estimator (q)	10	1.6	0.03	5	0.17
Yaw Angular Velocity Estimator (r)	9	1.55	0.04	5	0.18

با استفاده از الگوریتم شبکه عصبی تطبیقی و بروزسانی ضرایب توسط فیلتر کالمن توسعه یافته، اثرات عیب بر طرف می‌گردد.

۱.۳ الگوریتم فوق‌پیچشی همگرایی سریع

الگوریتم فوق‌پیچشی همگرایی سریع از تکنیک مود لغزشی مرتبه دوم بهره می‌برد که کنترل پیوسته‌تری را فراهم می‌کند و نسبت به مود لغزشی مرتبه اول مسئله لرزش را برطرف نموده است. طبق رابطه (۵) و طبق مرجع [۶، ۷]، معادلات الگوریتم پیاده‌سازی می‌گردد.

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \dot{x}_2 \\ \dot{x}_2 = f(t, x_1, x_2) + u_c + \psi(t, x) + \zeta(t, x) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (5)$$

که در معادلات بالا x_2, x_1 حالت‌های سیستم، y خروجی، $\zeta(t, x)$ مقدار ترم غیرخطی، $\psi(t, x)$ اغتشاش خارجی محدود شده می‌باشد و u_c جزو ورودی کنترلی می‌باشد.

رویت‌گر فوق‌پیچشی، همگرایی سریع و دقیقی در تخمین متغیرهای حالت سیستم‌های دارای عدم قطعیت و اغتشاش ارائه می‌دهد. این روش، بدون نیاز به دانش پیشین در مورد حدود اغتشاش یا اغتشاش‌های با فرکانس بالا، به‌طور مؤثری اثرات اغتشاش را کاهش داده و نیاز به تخمین‌های اضافی را به حداقل می‌رساند. همچنین، این الگوریتم از بروز پدیده لرزش^۱ جلوگیری می‌کند و دقت عملکرد را بهبود می‌بخشد. این ویژگی‌ها آن را به گزینه‌ای مناسب برای سیستم‌های غیرخطی و ناپایدار تبدیل می‌کند، به‌ویژه در مواردی که عدم قطعیت و اغتشاش به‌طور جدی عملکرد را تحت تأثیر قرار می‌دهند.

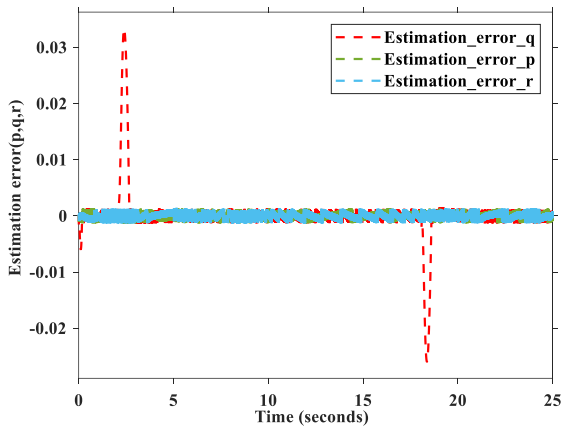
دینامیک رویت‌گر فوق‌پیچشی توسط معادله (۶) توصیف می‌شود.

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \dot{\hat{x}}_2 \\ \dot{\hat{x}}_2 = f^*(t, x_1, x_2, u) + \psi(t, x) \end{cases} \quad (6)$$

الگوریتم فوق‌پیچشی امکان تخمین دقیق حالت برای مدل‌های سیستم مرتبه دو را فراهم می‌کند. همان‌طور که در مرجع [۹] توسط معادله (۷) توضیح داده شده است، فرم کلی الگوریتم فوق‌پیچشی متداول به صورت زیر می‌باشد.

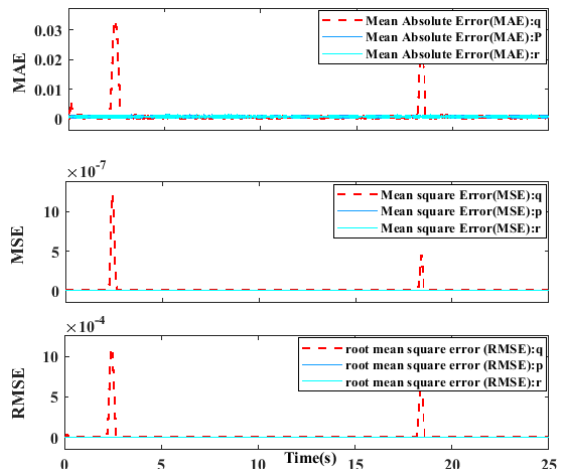
$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + \lambda^* |e^*|^{0.5} \text{sign}(e^*) \\ \dot{\hat{x}}_2 = f^*(t, \hat{x}_1, \hat{x}_2, u) + \alpha^* \text{sign}(e^*) \end{cases} \quad (7)$$

اما فرم کلی الگوریتم فوق‌پیچشی همگرایی سریع FCSTO^۲ به صورت رابطه (۸) اصلاح می‌گردد.



شکل ۲- خطای تخمین رویت‌گر FCSTO در تخمین سرعت زاویه‌ای.

Fig. 2. Estimation error of FCSTO observer in angular velocity estimation.



شکل ۳- معیار خطای رویت‌گر FCSTO در تخمین سرعت زاویه‌ای.

Fig. 3. Error metric of FCSTO observer in angular velocity estimation.

بعد از مرحله حذف اغتشاش به صورت برخط توسط رویت‌گر فوق‌پیشگی، در گام بعدی با انتخاب شبکه عصبی- تطبیقی و با برورسانی ضرایب شبکه عصبی^۱ NAO توسط فیلتر کالمن توسعه‌یافته، دو مرحله شناسایی و حذف اثر عیب آغاز می‌گردد.

۲.۳ آشکارسازی خطا در سنسور

پس از مرحله حذف اغتشاش سیستم، آشکارسازی خطا با استفاده از ترکیب دو روش شبکه عصبی-تطبیقی و الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته، گام بعدی شناسایی محل وقوع خطا و جداسازی آن محل از سایر بخش‌ها است. در واحد آشکارسازی، دینامیک غیرخطی سیستم تحت

رویت‌گر فوق‌پیشگی همگرایی سریع طبق شکل (۱) و بر اساس معادله (۱۲) سرعت زاویه‌ای غلتش، طبق رابطه (۱۳) سرعت زاویه فراز و طبق رابطه (۱۴) سرعت زاویه‌ای گردش را تخمین می‌زند. باتوجه به انتخاب بهره‌های بزرگ‌تر از باند اغتشاش و عدم نیاز به شناخت حد بالای مقدار آن، در صورت ورود اغتشاش به سیستم، تضعیف و حذف می‌گردد. به عبارت دیگر، خطای تخمین ناچیز طبق شکل (۲) و معیار سنجش خطا مطابق شکل (۳) برای تخمین سرعت زاویه‌ای (p, q, r) پرنده در سه کانال را بر اساس (α, β, μ) حاصل می‌کند.

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \text{ and } \dot{x}_2 = \dot{p} = f(t, x) + \psi(t, x) + \xi(t, x) \\ \dot{\mu} &= \hat{p} + \lambda^* |\mu - \hat{\mu} + k_1(p - \hat{p})|^{0.5} \text{sign}(\mu - \hat{\mu} + k_1(p - \hat{p})) \\ \dot{\hat{p}} &= f(t, \hat{x}_1, \hat{x}_2, u) + \alpha^* \text{sign}(\mu - \hat{\mu} + k_1(p - \hat{p})) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \text{ and } \dot{x}_2 = \dot{q} = f(t, x) + \psi(t, x) + \xi(t, x) \\ \dot{\alpha} &= \hat{q} + \lambda^* |\alpha - \hat{\alpha} + k_1(q - \hat{q})|^{0.5} \text{sign}(\alpha - \hat{\alpha} + k_1(q - \hat{q})) \\ \dot{\hat{q}} &= f(t, \hat{x}_1, \hat{x}_2, u) + \alpha^* \text{sign}(\alpha - \hat{\alpha} + k_1(q - \hat{q})) \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

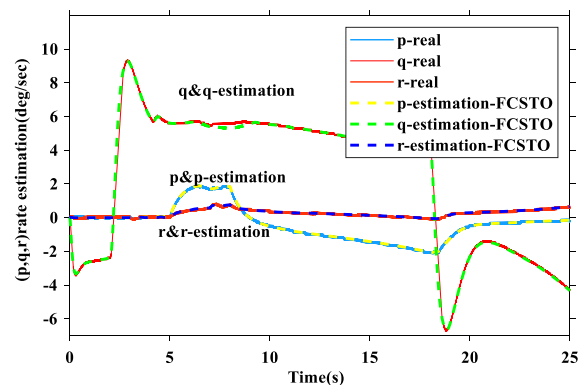
$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \text{ and } \dot{x}_2 = \dot{r} = f(t, x) + \psi(t, x) + \xi(t, x) \\ \dot{\beta} &= \hat{r} + \lambda^* |\beta - \hat{\beta} + k_1(r - \hat{r})|^{0.5} \text{sign}(\beta - \hat{\beta} + k_1(r - \hat{r})) \\ \dot{\hat{r}} &= f(t, \hat{x}_1, \hat{x}_2, u) + \alpha^* \text{sign}(\beta - \hat{\beta} + k_1(r - \hat{r})) \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

ضرایب k_1 و k_2 ماتریس‌های وزنی قطری می‌باشند. رویت‌گر فوق‌پیشگی همگرایی سریع نسبت به رویت‌گر فوق‌پیشگی عادی، دو تغییر را همراه داشته است.

۱- سطح لغزش از e_1 به ترکیبی از e_1 و e_2 تغییر می‌کند.

۲- ماتریس‌های پارامتر k_1 و k_2 به منظور تنظیم عملکرد رویت‌گر اضافه می‌شوند.

ماتریس‌های k_1 و k_2 سطح لغزش را پیچیده‌تر می‌کنند. در نتیجه پیچیدگی محاسباتی و توان پردازشی بیشتر نیاز می‌باشد. اثبات پایداری رویت‌گر فوق‌پیشگی همگرایی سریع طبق مرجع [۷] صورت می‌گیرد.



شکل ۱- تخمین سرعت زاویه‌ای بر اساس رویت‌گر FCSTO.

Fig. 1. Angular velocity estimation based on FCSTO observer.

$$A^T \Gamma(t) + \Gamma(t)A + \dot{\Gamma}(t) = -Q \quad (20)$$

که Q ماتریس متقارن مثبت معین می‌باشد. NAO، به‌طور مستمر توسط ورودی رؤیت‌گر، که با $M(t)$ نشان داده می‌شود به روز می‌شود، به گونه‌ای که قادر به تشخیص انحراف ناشی از خطا است.

۳.۳ رؤیت‌گر عصبی-تطبیقی

در این بخش، طراحی یک رؤیت‌گر تطبیقی عصبی برای تشخیص و شناسایی خطا در سیستم‌های غیرخطی که با معادله (۴) توصیف شده‌اند، بررسی می‌شود. در سیستم‌های غیرخطی اغلب اندازه‌گیری بردار حالت امکان‌پذیر نیست و تنها بردارهای ورودی و خروجی قابل اندازه‌گیری هستند. بنابراین، طراحی رؤیت‌گر بر اساس این ورودی‌ها و خروجی‌ها انجام می‌شود. به دلیل توانایی شبکه‌های عصبی در تقریب توابع غیرخطی و حذف عدم قطعیت‌ها، از این شبکه‌ها برای تشخیص خطا در سیستم‌های غیرخطی استفاده می‌شود. این رؤیت‌گر عصبی تطبیقی تنها با استفاده از ورودی و خروجی سیستم طراحی شده‌است. یک رؤیت‌گر عصبی-تطبیقی با استفاده از ورودی و خروجی سیستم طبق معادله (۲۱) بیان می‌گردد.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= f(\hat{x}(t)) + g(\hat{x}(t)) u(t) \\ \hat{y}(t) &= h(\hat{x}(t)) + M(t) \\ M_i(t) &= W_i(t) \sigma(V_i(t) I_i(t)) \end{aligned} \quad (21)$$

که $\hat{x}(t)$ بردار حالت رؤیت‌گر در زمان t ام است. $M_i(t)$ برای $i=1, \dots, n$ مؤلفه i ام بردار ورودی رؤیت‌گر $M(t)$ است. $W_i(t)$ و $V_i(t) = [V_{i,1}(t), \dots, V_{i,p+q}(t)]$ پارامترهای ورودی i امین NAO در زمان t هستند. در شبکه عصبی $w_i(t)$ و $v_i(t)$ نمایانگر پارامترهای ورودی در عنصر i از رؤیت‌گر عصبی تطبیقی (NAO) در زمان t است. این پارامترها به‌عنوان ورودی‌هایی برای پردازش در لایه‌های مختلف شبکه عصبی به کار می‌روند و به‌طور مستقیم بر روی نتایج خروجی و دقت تخمین حالت تأثیر می‌گذارند. استفاده از این پارامترها در ترکیب با سایر ورودی‌ها و خطاهای تخمین، به یادگیری و بهبود عملکرد رؤیت‌گر کمک می‌کند.

$I_i(t)$ در رؤیت‌گر عصبی تطبیقی (NAO) به‌عنوان یک بردار ورودی برای مؤلفه i در زمان t تعریف می‌شود. این بردار شامل داده‌های قبلی از ورودی‌های رؤیت‌گر و خطاهای تخمین خروجی در مراحل زمانی گذشته است. به‌طور خاص، $I_i(t)$ می‌تواند شامل ورودی‌های رؤیت‌گر در زمان‌های مختلف (تا p مرحله قبل) و خطاهای خروجی (تا q مرحله قبل) باشد. این اطلاعات به رؤیت‌گر کمک می‌کند تا با تحلیل داده‌های

بررسی خطی‌سازی می‌شود تا بتوان برای تولید باقیمانده اقدام کرد و در نتیجه با تعیین تابع آستانه خطا را ارزیابی نمود. در سال‌های اخیر برای بررسی سیستم‌های غیرخطی، مدل‌های غیرخطی و شبکه‌های عصبی ارائه شده‌است که توانایی تقریب زدن توابع غیرخطی را تحت شرایط مشخص دارند [۲۹]. روش مورد استفاده در این بخش یک رویکرد تطبیقی برای طراحی رؤیت‌گر عصبی جهت تشخیص خطا می‌باشد. سیستم غیرخطی به فرم زیر در نظر گرفته می‌شود. همچنین جهت ساده‌سازی تجزیه و تحلیل پایداری سیستم، فرض‌های زیر لحاظ می‌شود.

فرض ۱: حالت‌های $x(t)$ همگی قابل اندازه‌گیری می‌باشند.

فرض ۲: تابع حالت $f(x(t))$ و $h(x(t))$ نسبت به \hat{x} مشتق‌پذیر است، طبق رابطه (۱۵) خواهیم داشت.

$$A(t) = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}} \quad (15)$$

$$C(t) = \left. \frac{\partial h}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}}$$

که $A(t)$ ماتریس $n \times n$ و $c(t)$ ماتریس $n \times r$ است. بنابراین، معادله زیر را می‌توان از طریق بسط $f(x(t))$ و $h(x(t))$ نسبت به \hat{x} به‌دست آورد.

$$f(x) - f(\hat{x}) = A(t) \tilde{x}(t) + \phi(\hat{x}, x) \quad (16)$$

$$h(x) - h(\hat{x}) = A(t) \tilde{x}(t) + \psi(\hat{x}, x) \quad (17)$$

که $\phi(\hat{x}, x) = O(\|\tilde{x}(t)\|)$ و $\psi(\hat{x}, x) = O(\|\tilde{x}(t)\|)$ شامل ترم‌های مرتبه بالاتر خطای تخمین حالت $\tilde{x}(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ می‌شود.

فرض ۳: خطای $f_s(x, u)$ محدود شده توسط f_m می‌باشد.

فرض ۴: عدد حقیقی $l_\phi > 0$ و $l_\psi > 0$ وجود دارد، چنانچه ϕ و ψ توسط رابطه (۱۸) زیر محدود است:

$$\|\phi(\hat{x}, x)\| \leq l_\phi \|\tilde{x}(t)\| \quad (18)$$

$$\|\psi(\hat{x}, x)\| \leq l_\psi \|\tilde{x}(t)\|$$

فرض ۵: ماتریس متقارن $\Gamma(t)$ دارای ویژگی زیر طبق رابطه (۱۹) می‌باشد:

$$\beta_1 I_n \leq \Gamma(t) \leq \beta_2 I_n \quad (19)$$

که β_1 و β_2 مقادیر حقیقی مثبت و $\Gamma(t)$ پاسخ معادله لیاپانوف زیر است:

که η_i ثابت آموزش است. $K_i(k)$ بهره کالمن، $P_i(k)$ ماتریس کوواریانس خطای تخمین حالت و $R_i(k)$ ماتریس کوواریانس تخمین زده شده نویز می‌باشند. در اینجا، $R_i(k)$ به صورت بازگشتی محاسبه می‌شود:

$$R_i(k) = R_i(k-1) + [\tilde{y}_i^2(k) - R_i(k-1)] / k \quad (25)$$

که $H_i(k)$ عبارتست از مشتق $\hat{y}_i(k)$ نسبت به θ_i . بر اساس ورودی رؤیت‌گر در رابطه (۲۰)، بدین صورت بیان می‌شود:

$$H_i(k) = \left. \frac{\partial \hat{y}_i(k)}{\partial \theta_i} \right|_{\theta_i = \theta_i(k-1)} = \begin{cases} h' \sigma(Z_i(k)) & \theta_i = W_i \\ h' W_i(k) M_i(k-j) \sigma'(Z_i(k)) & \theta_i = V_{i,j} \\ h' W_i(k) \tilde{y}_i(k-j) \sigma'(Z_i(k)) & \theta_i = V_{i,p+j} \end{cases} \quad (26)$$

که در رابطه (۲۶)، $Z_i(k)$ به صورت (۲۷) تعریف می‌شود.

$$Z_i(k) = \sum_{j=1}^p V_{i,j}(k) M_i(k-j) + \sum_{j=1}^q V_{i,p+j}(k) \tilde{y}_i(k-j) \quad (27)$$

در بروزرسانی و همگرایی رؤیت‌گر، الگوریتم فیلتر کالمن به منظور به‌روزرسانی پارامترهای رؤیت‌گر عصبی تطبیقی (NAO) به کار گرفته می‌شود که هدف آن تضمین نرخ همگرایی سریع است. معادله (۱۹) زمان نمونه‌برداری را مشخص و رابطه بین پارامترها را بیان می‌کند. در هر نمونه‌برداری، پارامترها بر اساس قوانین معادله (۲۰) به‌روزرسانی می‌شوند، جایی که بهره کالمن و ماتریس‌های کوواریانس خطای تخمین نقش کلیدی دارند. همچنین، معادله (۲۱) مشتق پارامترها را به صورت بازگشتی محاسبه می‌کند.

معادله (۲۳) پارامتر خاصی را تعریف می‌کند که در فرآیند به‌روزرسانی پارامترهای رؤیت‌گر عصبی تطبیقی (NAO) استفاده می‌شود. این پارامتر اغلب به‌عنوان جزئی از ماتریس کوواریانس یا عامل دیگر در الگوریتم فیلتر کالمن در نظر گرفته می‌شود که برای محاسبه دقت تخمین وضعیت و خطا در سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرد. به‌طور خاص، این معادله به تنظیم دقیق فرآیند یادگیری و بهبود عملکرد رؤیت‌گر کمک می‌کند.

در شکل (۴) نمای کلی مراحل بروزرسانی ضرایب شبکه عصبی تطبیقی با استفاده از الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته نشان داده شده‌است.

قبلی، خطاها را بهتر شناسایی و تخمین بزند و به‌صورت رابطه (۲۲) بیان می‌گردد.

$$I_i(t) = [M_i(t-\tau), \dots, M_i(t-p\tau), \tilde{y}_i(t-\tau), \dots, \tilde{y}_i(t-q\tau)]^T \quad (22)$$

τ نشان‌دهنده فاصله زمانی نمونه‌برداری یا طول گام می‌باشد. $\tilde{y}_i(t)$ به i امین مؤلفه خطای تخمین خروجی $\hat{y}_i(t) = h(x(t)) - h(\hat{x}(t))$ گفته می‌شود. $\sigma(\cdot)$ تابع فعال‌ساز سیگموئید به فرم $\sigma(x) = (1 - e^{-x}) / (1 + e^{-x})$ انتخاب شده‌است. p و q مناسب بر اساس تأخیر زمانی سیستم‌های عملی و نیازمندی زمان واقعی انتخاب شده‌است. وجود p و q بزرگ، گرچه ضامن همگرایی فرآیند آموزش می‌باشد، اما ممکن است موجب محاسبه بیشتر زمان و در نتیجه ایجاد تأخیر زمانی غیرضروری شود. ورودی رؤیت‌گر به‌صورت بازگشتی توسط ورودی‌های رؤیت‌گر p مرحله قبل از $M(k-\tau)$ به $M(k-p\tau)$ و خطای خروجی سیستم q مرحله قبل از $\tilde{y}(t-\tau)$ به $\tilde{y}(t-q\tau)$ به‌روزرسانی می‌شود. رؤیت‌گر عصبی تطبیقی و به‌روزرسانی آن‌ها بر اساس ورودی‌های قبلی و خطای تخمین خروجی می‌پردازند. ورودی‌های رؤیت‌گر از ترکیب داده‌های قبلی و خطاهای خروجی به‌دست می‌آیند و این پروسه موجب افزایش دقت تخمین حالت می‌شود. همچنین، طول گام نمونه‌برداری و تأخیر زمانی به‌منظور حفظ کارایی سیستم در نظر گرفته می‌شود. انتخاب پارامترهای بزرگ ممکن است به همگرایی سریع‌تر کمک کند، اما در عوض می‌تواند زمان محاسبات و تأخیر را افزایش دهد.

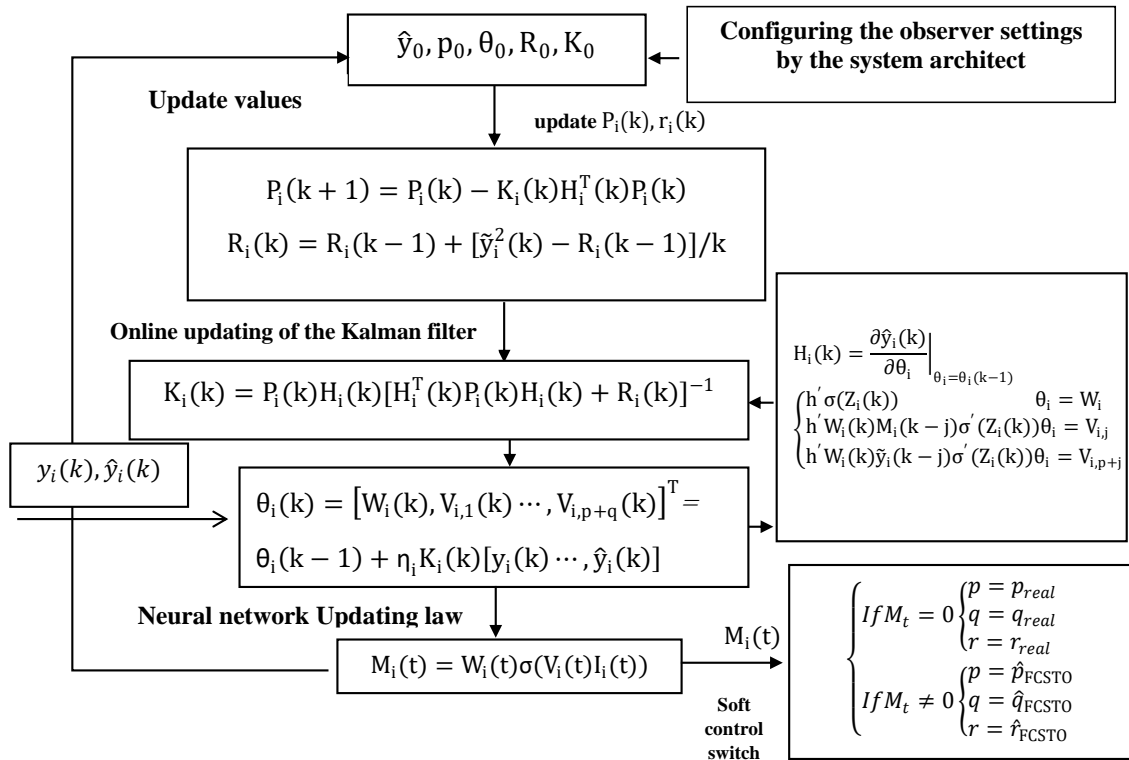
۳.۳. ۱ بروزرسانی قانون و همگرایی آن

در این مطالعه، الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته برای به‌روزرسانی پارامترهای NAO به‌کار گرفته می‌شود تا تضمین نرخ همگرایی سریع باشد. پارامترها به‌صورت زیر تعریف شده‌است:

$$\theta_i(k) = [W_i(k), V_{i,1}(k), \dots, V_{i,p+q}(k)]^T \quad (23)$$

که در آن k نشان‌دهنده زمان نمونه‌برداری است. رابطه بین k و t به صورت $k = t / \tau$ است. پارامترها در هر زمان نمونه‌برداری بر اساس قوانین زیر به روز می‌شوند:

$$\begin{aligned} \theta_i(k) &= \theta_i(k-1) + \eta_i K_i(k) [y_i(k) \dots, \hat{y}_i(k)] \\ K_i(k) &= P_i(k) H_i(k) [H_i^T(k) P_i(k) H_i(k) + R_i(k)]^{-1} \\ P_i(k+1) &= P_i(k) - K_i(k) H_i^T(k) P_i(k) \end{aligned} \quad (24)$$



شکل ۴ - بلوک دیاگرام بروز رسانی ضرایب شبکه عصبی با استفاده از الگوریتم EKF.

Fig. 4. Block diagram of neural network weight update using EKF algorithm

در معادلات فوق پارامترهای f_1, f_2, g_1, g_2 به صورت رابطه (۳۰) تعریف می‌شوند:

$$f_1 = \begin{bmatrix} f_\beta(x) \\ f_\alpha(x) \\ f_\mu(x) \end{bmatrix} = \frac{1}{MV} \begin{bmatrix} Y \cos \beta + M g \sin \gamma \sin \mu - T \sin \beta \cos \alpha \\ \sec \beta (-L + M g \cos \gamma \cos \mu - T \sin \alpha) \\ -M g \tan \beta \cos \mu \cos \gamma + (L + T \sin \alpha) [\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta] \\ + Y \tan \gamma \cos \mu \cos \beta \end{bmatrix}$$

$$f_2 = \begin{bmatrix} f_p(x) \\ f_q(x) \\ f_r(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_z \hat{I}_{aero} + I_{xz} \hat{n}_{aero} + I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pq + [I_z(I_y - I_x) - I_{xz}^2]qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)pq + [I_z(I_y - I_x) - I_{xz}^2]qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ \frac{1}{I_y} [\hat{m}_{aero} + pr(I_z - I_x) + I_{xz}(r^2 - p^2)] \\ \frac{I_{xz} \hat{I}_{aero} + I_x \hat{n}_{aero} + I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2 pq - I_{xz}(I_x - I_y + I_z)qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2 pq - I_{xz}(I_x - I_y + I_z)qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{bmatrix}$$

$$g_1(x) = \begin{bmatrix} \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ -\tan \beta \cos \alpha & 1 & -\tan \beta \sin \alpha \\ \frac{\cos \alpha}{\cos \beta} & 0 & \frac{\sin \alpha}{\cos \beta} \end{bmatrix} \& \quad g_2(x) = \begin{bmatrix} L_{\delta_a} & 0 & L_{\delta_r} \\ 0 & M_{\delta_e} & 0 \\ N_{\delta_a} & 0 & N_{\delta_r} \end{bmatrix}$$

(۳۰)

فرضیات ذیل در طراحی و فرایند تجزیه و تحلیل روش گام به عقب بکار برده می‌شوند.

۴.۳ فرآیند طراحی کنترل گام به عقب

پروسه طراحی کنترل کننده در این روش به دو مرحله اصلی با دو حلقه کنترلی، همان طور که در شکل (۴) نشان داده شده است، تقسیم می‌شود. در حلقه بیرونی متغیرهای حالت آهسته یعنی زاویه‌های حمله (α) ، سرش جانبی (β) و گردش حول بردار سرعت (μ) کنترل می‌شود. در حلقه داخلی متغیرهای حالت سریع یعنی سرعت‌های زاویه‌ای p, q, r کنترل می‌شود [۳۰].

در این مقاله حالت‌های $x_1, x_2 \in R^3$ و ورودی کنترل $u \in R^3$ بشرح ذیل تعریف می‌شود: $x_1 = [\alpha, \beta, \mu]^T, x_2 = [p, q, r]^T$ با انتخاب x_1, x_2, u معادلات (۱) برای به کار بردن روش گام به عقب براساس حالات آهسته و سریع به فرم زیر باز نویسی می‌شود.

$$\dot{x}_1 = f_1(\alpha, \beta) + g_1(\alpha, \beta, \gamma, \mu)x_2 + g_{1a}(\alpha, \beta)x_2 + h_1(\alpha, \beta)u \quad (28)$$

$$\dot{x}_2 = f_2(\alpha, \beta, p, q, r) + g_2(\alpha, \beta)u \quad (29)$$

فرض ۸- انحراف سطوح کنترل اثری بر نیروی آیرودینامیکی ندارد:

$$h_1(\alpha, \beta) = 0 \quad (33)$$

خطای متغیرهای حالت و ورودی کنترلی u به صورت زیر تعریف می شود:

$$\begin{aligned} z_1 &= x_1 - x_1^c \\ z_2 &= x_2 - x_2^c \\ x_2^c &= g_1^{-1}[-k_1 z_1 - f_1 + \dot{x}_1^c] \\ u &= g_2^{-1}[-k_2 z_2 - g_{1a}^T z_1 - g_1^T z_1 - A] \\ A &= f_2 + f_{2a} x_2 - g_1^{-1}[k_1 \dot{x}_1^c + \ddot{x}_1^c] \end{aligned} \quad (34)$$

بلوک دیاگرام سیستم کنترل دو حلقه ای تعریف شده در شکل (۵) نشان داده شده است. اثبات پایداری نیز همانند مرجع [۳۰] است.

فرض ۶- مسیرهای دلخواه $x_1^c = [\alpha^c, \beta^c, \mu^c]$ طبق رابطه (۳۱)

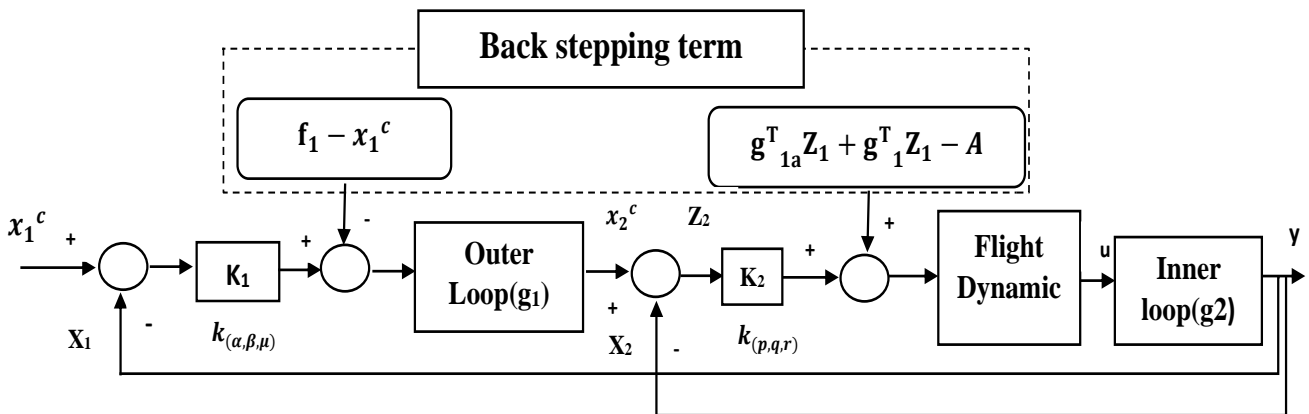
محدود هستند.

$$\|[\dot{x}_1^c, \ddot{x}_1^c, \ddot{\alpha}_1^c]\| \leq c_d \quad (31)$$

که $c_d \in R$ یک ثابت مثبت معلوم و $\|\cdot\|$ علامت نرم ۲ بردار یا ماتریس و \dot{x}_1^c و \ddot{x}_1^c مشتق مرتبه اول و دوم سیگنال فرمان ورودی می باشد.

فرض ۷- سرعت و فشار دینامیکی باتوجه به ارتفاع پروازی تغییر می کنند.

$$\dot{V} \neq 0, \quad \dot{q} \neq 0 \quad (32)$$



شکل ۵- شمای کلی کنترل کننده بر اساس روش گام به عقب.

Fig. 5. General scheme of the controller based on the backstepping method.

۳.۶ توصیف خطا

خطاهای ایجاد شده در سنسورها اغلب به شکل جمع شونده در نظر گرفته می شوند، لذا معادلات حالت سیستم غیرخطی همراه با خطا در سنسور به صورت زیر است:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, u) \\ y = Cx(t) + F_s f_s \end{cases} \quad (35)$$

که f_s بیانگر ورودی نامعلوم (خطا) سنسور می باشد. مقادیر مشتق حالات p, q, r از رابطه زیر تبعیت می کند:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{p}_c + K_p(p_c - p) \\ \dot{q}_c + K_q(q_c - q) \\ \dot{r}_c + K_r(r_c - r) \end{bmatrix} \quad (36)$$

۳.۵ طراحی کنترل کننده تحمل پذیر خطا

پس از مرحله شناسایی و آشکارسازی خطا، نوبت به طراحی کنترل کننده ای است که توانایی غلبه بر اثرات خطاهای ایجاد شده در سیستم، از جمله کاهش عملکرد، ناپایداری و از دست دادن کارایی سیستم را داشته باشد. این موضوع زمانی اهمیت دارد که سیستم تحت کنترل از شرایط نامی (بدون خطا) منحرف شده باشد. روش هایی از قبیل LQR، کنترل مقاوم [۳۱-۳۵]، کنترل تطبیقی [۳۶] و کنترل مود لغزشی [۳۷] برای این موارد پیشنهاد شده است. در این مقاله از روش تطبیقی برای تطبیق سیستم با شرایط همراه با خطا استفاده می شود. شایان ذکر است که در این تحقیق تنها خطاهای موجود در سنسورها در نظر گرفته می شود.

$$u_{ad} = g_2^{-1} \left(\begin{bmatrix} k_p(\hat{p}) \\ k_q(\hat{q}) \\ k_r(\hat{r}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_{\hat{p}}(x) \\ f_{\hat{q}}(x) \\ f_{\hat{r}}(x) \end{bmatrix} - A^* - g_1^{-1} B^* \right) \quad (39)$$

$$A^* = \begin{bmatrix} \sin \alpha (\alpha_c - \alpha) - tg \beta \cos \alpha (\beta_c - \beta) + \frac{\cos \alpha}{\cos \beta} (\mu_c - \mu) \\ \beta_c - \beta \\ -\cos \alpha (\alpha_c - \alpha) - tg \beta \sin \alpha + \frac{\sin \alpha}{\cos \beta} (\mu_c - \mu) \end{bmatrix} \quad (40)$$

$$B^* = \begin{bmatrix} k_\alpha \dot{\alpha}_c + \ddot{\alpha}_c \\ k_\beta \dot{\beta}_c + \ddot{\beta}_c \\ k_\mu \dot{\mu}_c + \ddot{\mu}_c \end{bmatrix} \quad (41)$$

به منظور ساده سازی سیستم کنترل پرواز و حذف اثرات ناشی از نویز در این روش، لازم است در معادله (۲۷) از مشتقات مرتبه اول فرمان ورودی حالات سریع $\dot{p}_c, \dot{q}_c, \dot{r}_c$ صرف نظر شود. خطای اعمال شده به سنسورها در زمان گرفتن پس خور از نرخ غلتش، فراز و گردش انجام می شود و خطای مذکور به صورت جمع شونده در معادله (۳۷) نمایش داده می شود.

$$\begin{cases} p_F = p + \hat{p} \\ q_F = q + \hat{q} \\ r_F = r + \hat{r} \end{cases} \rightarrow \begin{cases} \hat{p} = F_{s1} f_s \\ \hat{q} = F_{s2} f_s \\ \hat{r} = F_{s3} f_s \end{cases} \quad (37)$$

۷.۳ سوئیچ کنترلی نرم

با تعریف سوئیچ کنترل، اگر ماتریس $M(t)$ ، خروجی شبکه عصبی طبق شکل (۴) صفر باشد و هیچ خطایی در سیستم وجود نداشته باشد، مقدار سرعت زاویه ای بر اساس سرعت زاویه ای واقعی است. اما اگر خطایی رخ دهد و خروجی سنسور سرعت زاویه ای مشکل داشته باشد یا در دسترس نباشد، در عوض از سرعت زاویه ای تخمینی توسط الگوریتم فوق پیچشی استفاده می شود که زمان و انرژی کمتری برای کنترل مصرف می کند. فلوجارت طراحی به صورت شکل (۶) می باشد.

۴ شبیه سازی

شبیه سازی شامل پیاده سازی شماتیک کلی سیستم، شبیه سازی بخش آشکارسازی و جداسازی خطا، شبیه سازی کنترل کننده تحمل پذیر خطا بر روی هواپیما در پرواز مانوری می باشد که در ادامه مطلب به آن می پردازیم.

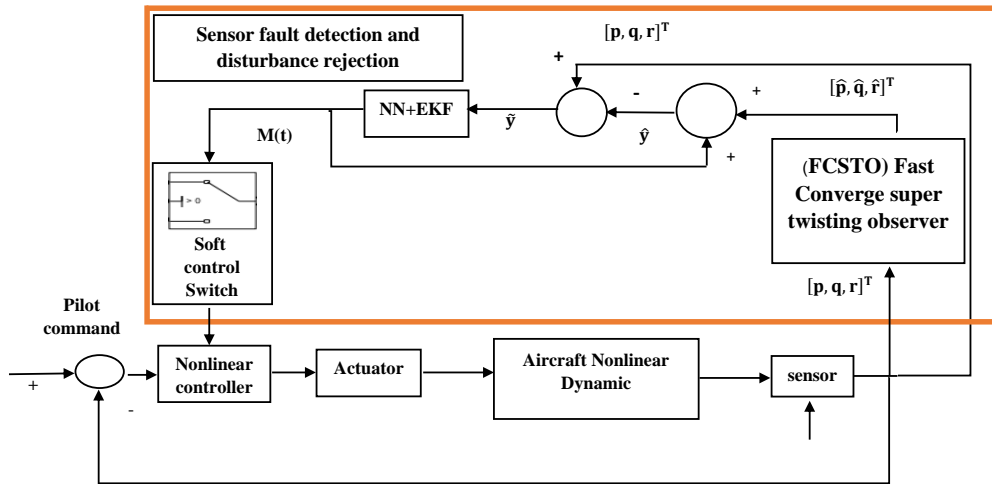
۱.۴ پیاده سازی شماتیک کلی سیستم

روند نمای کلی پیاده سازی مسئله شامل حذف اغتشاش و آشکارسازی خطا در سنسور از بخش (۳) شامل معادلات دینامیکی و طراحی رویت گر و بخش (۴) شامل طراحی کنترل کننده به صورت شکل (۵) می باشد.

که r_F, q_F, p_F مقادیر اندازه گیری شده توسط سنسورها همراه با خطا بوده و r, q, p مقادیر صحیح بدون خطا و f_s ورودی نامعلوم خطای سنسورها و (F_{s3}, F_{s2}, F_{s1}) اندازه خطا می باشند. لازم به ذکر است که مقادیر $\hat{p}, \hat{q}, \hat{r}$ توسط رویت گر عصبی تطبیقی شرح داده شده در بخش رویت گر عصبی تطبیقی تخمین زده می شود. کافی است در معادلات (۲۸) تا (۳۴) بجای معادلات حالت سریع p, q, r ، مقادیر p_F, q_F, r_F (مقادیر دارای خطا) قرار داده شود. ورودی کنترل جدید برای سیستم شامل ورودی کنترل نامی و ورودی کنترل تطبیقی (که باید اثر خطا را کاهش دهد) به صورت معادله زیر تعریف می شود.

$$u_{new} = u + u_{ad} \quad (38)$$

بردار u در رابطه سوم (۲۷) تعریف شده است. اگر در رابطه (۲۵) (دینامیک حلقه داخلی) پارامتر u_{new} به جای پارامتر u قرار داده شود، در نهایت با اعمال یک سری روابط جبری ساده و معادل قرار دادن (۳۶) با (۲۹)، ورودی کنترل تطبیقی به صورت (۳۹) به دست می آید: همچنین ضرایب A^* و B^* ورودی کنترلی تطبیقی به صورت معادله (۴۰) و (۴۱) تعریف می گردد.



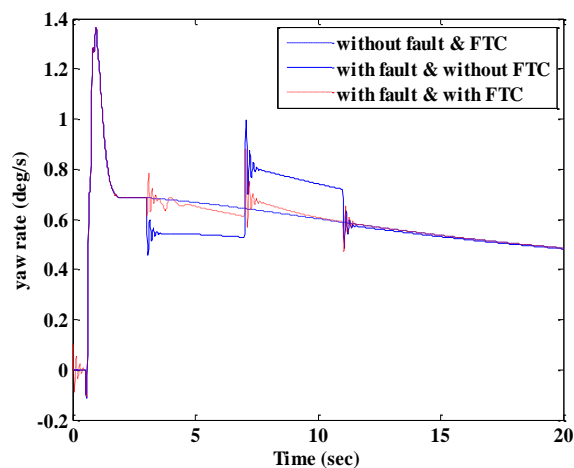
شکل ۶- روند نمای کلی شامل حذف اغتشاش و آشکارسازی خطا در سنسور.

Fig. 6. Control flowchart including disturbance elimination and sensor fault detection.

برای مقادیر α ، β و μ ورودی‌های مطلوب به صورت رابطه (۴۲) در نظر گرفته شده است.

$$\begin{aligned} \beta &= 0^\circ; & t &\geq 0 \\ \alpha &= 5^\circ; & t &\geq 0.5 \\ \mu &= 10^\circ; & t &\geq 0.5 \end{aligned} \quad (42)$$

در اینجا فقط اعمال خطای موقتی بر روی یکی از سنسورها لحاظ می‌شود. در شکل ۷، تغییرات نرخ گردش بر حسب زمان و قدرت رؤیت‌گر در تشخیص و تخمین خطای ناشی از اعمال خطای موقتی به نرخ گردش از ثانیه سوم، نشان داده شده است.



شکل ۷- نمودار تغییرات نرخ گردش بر حسب زمان.

Fig. 7. Graph of rotation rate variations over time.

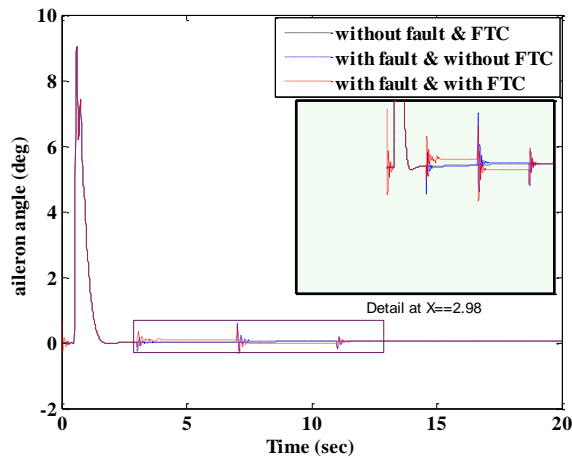
۲.۴ شبیه‌سازی بخش آشکارسازی و جداسازی خطا

در این بخش با استفاده از کنترل کننده طراحی شده در بخش ۴، قابلیت سیستم کنترلی در جبران سازی خطای بوجود آمده در سه سنسور p ، q و r نشان داده می‌شود. از مدل ریاضی شش درجه آزادی هواپیمای جنگنده F-18 برای شبیه‌سازی استفاده می‌شود. به سه خروجی سیستم یعنی p ، q و r ، ترم‌های خطای سنسور به صورت جمع شونده اضافه می‌شود. برای صحت‌سنجی طراحی انجام شده، سه نوع خطا در سنسورها در نظر گرفته شده که شامل خطای نرم، ناگهانی و موقتی است. برای بخش شناسایی و جداسازی خطا از رؤیت‌گر عصبی-تطبیقی استفاده می‌شود. همچنین مقادیر اولیه سه رؤیت‌گر p ، q و r به صورت جدول ۲ در نظر گرفته می‌شود.

جدول ۲- مقادیر اولیه سه رؤیت‌گر p ، q و r .

Table 2. Initial values of the three observers (p,q,r).

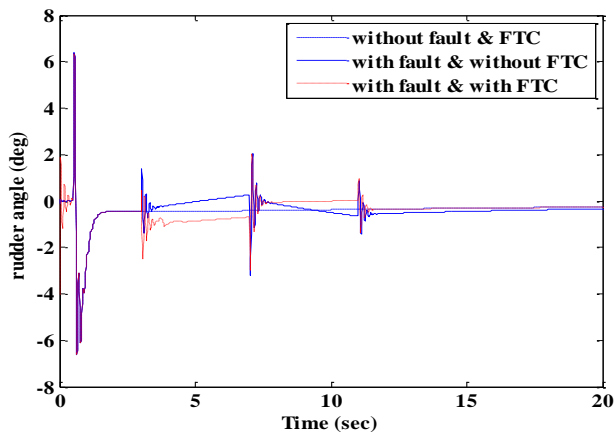
Initial values of Observer	η	P_0	θ_0	R_0
(estimation error p)	0.4	$40 \times I_{3 \times 3}$	$\theta_0 = [2; 0.3; 1]$	0.00002
(estimation error q)	0.4	$1 \times I_{3 \times 3}$	$\theta_0 = [1.9; 0.5; 0]$	0.00002
(estimation error r)	0.4	$1 \times I_{3 \times 3}$	$\theta_0 = [1.5; 1.5; 1]$	0.00002



شکل ۱۰- نمودار تغییرات سطح کنترل شپهر بر حسب زمان.

Fig. 10. Graph of aileron control surface variations over time.

تغییرات سطح کنترلی سکان عمودی بر حسب زمان در سه وضعیت بدون خطا و بدون اعمال FTC، با خطای موقتی در سنسور r و بدون اعمال FTC، با خطای موقتی و با اعمال FTC در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

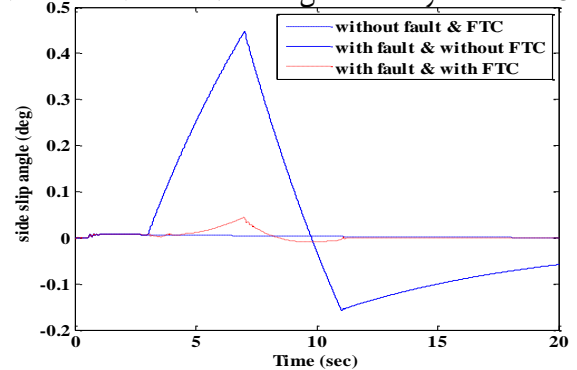


شکل ۱۱- نمودار تغییرات سطح کنترل سکان عمودی بر حسب زمان با اعمال خطای موقتی و تخمین خطا در سنسور r .

Fig. 11. Graph of vertical rudder control surface variations over time with temporary error and fault estimation in sensor r .

همان طور که از شکل (۷) تا شکل (۱۱) مشاهده می‌گردد خطای موقتی اعمال شده به سنسور r روی زاویه سرش جانبی و زاویه غلت حول بردار سرعت تاثیر گذاشته که با تغییر سطوح کنترلی توسط کنترل کننده تحمل پذیر خطا، اثر عیب جبران شده است.

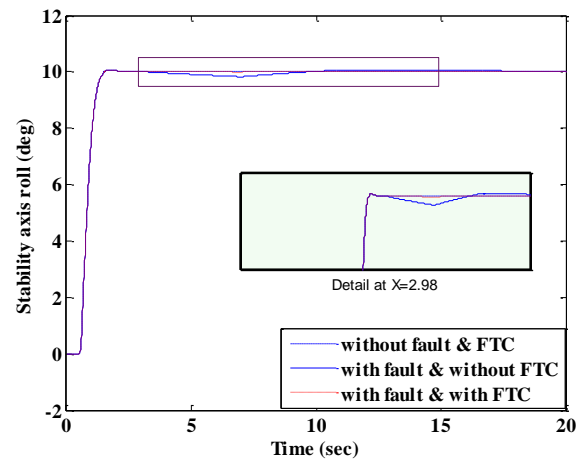
تغییرات زاویه سرش جانبی با خطای موقتی در سنسور r در سه وضعیت بدون خطا و بدون اعمال FTC، با خطای موقتی و بدون اعمال FTC و همچنین با خطای موقتی در سنسور r و با اعمال FTC در شکل ۸ آمده است.



شکل ۸- نمودار تغییرات زاویه سرش جانبی بر حسب زمان.

Fig. 8. Graph of side-slip angle variations over time.

تغییرات زاویه غلت حول بردار سرعت در سه وضعیت بدون خطا و بدون اعمال FTC، با خطای موقتی در سنسور r و بدون اعمال FTC، با خطای موقتی در سنسور r و با اعمال FTC در شکل ۹ نشان داده شده است.

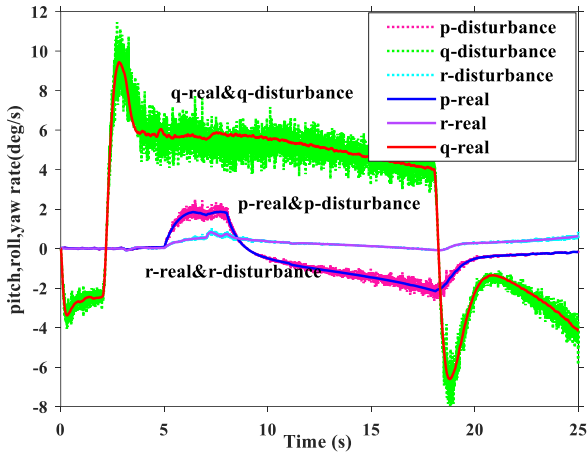


شکل ۹- نمودار زاویه غلت حول بردار سرعت بر حسب زمان.

Fig. 9. Graph of roll angle around the velocity vector over time.

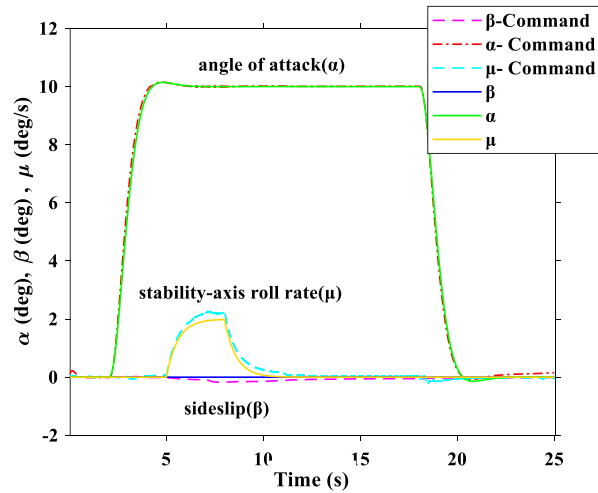
تغییرات سطح کنترلی شپهر در سه وضعیت بدون خطا و بدون اعمال FTC، با خطای موقتی در سنسور r و بدون اعمال FTC، با خطای موقتی و با اعمال FTC در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

شکل ۱۳ اعمال اغتشاش به سه کانال سرعت زاویه و در شکل ۱۴ اعمال اغتشاش و عیب بر مدل مرجع و اعمال همزمان استفاده از الگوریتم حذف اغتشاش و عیب نمایش بر مدل مرجع را نمایش می‌دهد.



شکل ۱۳- اعمال اغتشاش به سه کانال سرعت زاویه‌ای.

Fig. 13. Application of disturbance to the three angular velocity channels.



شکل ۱۴- نمودار مدل مرجع و خروجی با کنترل کننده تحمل پذیر خطا با لحاظ الگوریتم حذف اغتشاش برای سه کانال سرعت زاویه‌ای.

Fig. 14. Graph of reference model and output with fault-tolerant controller considering disturbance rejection algorithm for three angular velocity channels.

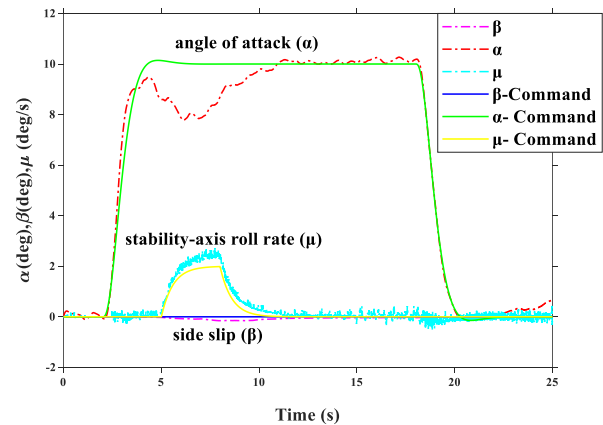
شکل ۱۵ نمودار تغییرات سطوح کنترل آیرودینامیکی شهپر، الویتور و سکان عمودی بر حسب زمان را نشان می‌دهد.

۳.۴ شبیه‌سازی کنترل کننده تحمل پذیر خطا بر روی هواپیما در پرواز مانوری

در این بخش با استفاده از کنترل کننده طراحی شده در بخش ۴، قدرت سیستم کنترلی در جبران سازی خطای بوجود آمده در طی پرواز مانور نشان داده می‌شود. فرض شده‌است که خطا در هر سه سنسور در ثانیه سوم بوجود آمده است. مدل هواپیمای شبیه‌سازی شده در این مقاله F-18/A و مقادیر فرمان μ, α, β به صورت رابطه (۴۳) می‌باشد:

$$\begin{aligned} \text{for } 0 \leq t < 2 \text{ sec, } \alpha_d = 0 \ \& \ \beta_d = 0 \ \& \ \dot{\mu}_d = 0 \\ \text{for } 2 \leq t < 5 \text{ sec, } \alpha_d = 10 \ \& \ \beta_d = 0 \ \& \ \dot{\mu}_d = 0 \\ \text{for } 5 \leq t < 8 \text{ sec, } \alpha_d = 10 \ \& \ \beta_d = 0 \ \& \ \dot{\mu}_d = 2 \\ \text{for } 8 \leq t < 18 \text{ sec, } \alpha_d = 0 \ \& \ \beta_d = 0 \ \& \ \dot{\mu}_d = 0 \\ \text{for } 18 \leq t < 25 \text{ sec, } \alpha_d = 0 \ \& \ \beta_d = 0 \ \& \ \dot{\mu}_d = 0 \end{aligned} \quad (43)$$

شکل ۱۲ نتایج شبیه‌سازی برای تعقیب سیگنال مرجع x_1^c را نشان می‌دهد. در شکل ۱۲ این مانور با سکان افقی یک فرمان فراز به طرف بالا جهت افزایش زاویه حمله α به ۱۰ درجه در حالت تریم در ثانیه ۲ داده شد. فرمان برای نرخ غلت در محور پایداری μ در ثانیه ۵ شروع و شامل سه مرحله می‌باشد: ناحیه صعود شامل افزایش نرخ غلتش، ناحیه نگهداری نرخ غلتش ۲ درجه بر ثانیه و ناحیه عدم غلتش. غلت حول محور پایداری هواپیما را حول محور پایداری بگونه‌ای می‌چرخاند که جهت مسیر پرواز را بچرخاند. سپس α کاهش پیدا می‌کند تا دماغه به α اولیه در ثانیه ۱۸ برسد. کنترل دقیق زاویه لغزش جانبی در این گونه مانورها بسیار مهم می‌باشد. زاویه لغزش جانبی نایبستی از مقدار اولیه تنظیم شده صفر درجه خیلی بیشتر شود.



شکل ۱۲- نمودار مدل مرجع و خروجی با کنترل تحمل پذیر خطا بدون اعمال الگوریتم حذف اغتشاش.

Fig. 12. Graph of reference model and output with fault-tolerant control without disturbance rejection algorithm.

می‌گردد. بطور همزمان برای مرحله شناسایی و تشخیص خطا، از یک شبکه عصبی-تطبیقی استفاده شده‌است که وزن‌دهی پارامترهای این شبکه توسط الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته صورت می‌پذیرد. با استفاده از کنترل‌کننده غیرخطی گام به عقب سیستم حلقه بسته کنترل می‌شود. این کنترل‌کننده از پایداری تضمین شده و ویژگی‌های مطلوب برخوردار است. با استفاده از روش سلسله مراتبی پایدار و به دلیل ساختار ویژه، می‌تواند عدم قطعیت‌های پارامتری را تحمل کند و پایداری سیستم را تحت شرایط مختلف حفظ کند. کنترل گام به عقب در برابر اغتشاشات تا حدی مقاومت دارد، اما حد تحمل آن بستگی به طراحی دقیق کنترل‌کننده و انتخاب مناسب پارامترهای طراحی دارد و می‌تواند در فاز نهایی اغتشاشات ناخواسته ایجاد شده را تضعیف نماید.

روش پیشنهادی در این مقاله بر روی هواپیمای جنگنده F-18 در پروازهای مانوری پیاده‌سازی شده‌است. نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که روش پیشنهادی به شکل مؤثر قابلیت حذف اغتشاش و نویز از حسگر را دارا می‌باشد. همچنین قابلیت تشخیص و شناسایی انواع مختلفی از خطاها را دارا می‌باشد. کنترل‌کننده تحمل‌پذیر خطای طراحی شده با سوئیچ نرم کنترلی نیز با استفاده از جبران‌ساز خطا و تغییر زوایای عملگرها به خوبی بر اثرات سوء ناشی از بروز خطا غلبه کرده است. مقایسه نتایج شبیه‌سازی این مقاله با پژوهش‌های پیشین، گواه این امر است که در هر سه مرحله حذف اغتشاش، شناسایی خطا و طراحی کنترل‌کننده، نتایج بهبود یافته‌اند.

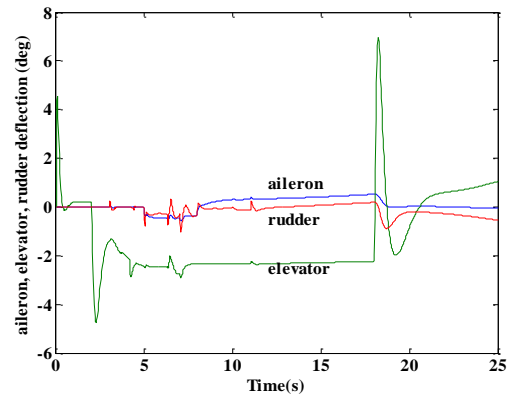
کارهای آینده می‌تواند به تشخیص و جداسازی خطا بر روی سیستم‌های دارای تأخیر زمانی ناشی از سنسورها و عملگر، پیاده‌سازی بر روی پردازنده در حلقه با لحاظ نمودن تلفیق عیب حسگر و عملگر و همچنین استفاده از روش‌های بهینه‌سازی برای طراحی مشاهده‌گرها و تعیین وزن‌های شبکه‌های عصبی متمرکز شود.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

مراجع

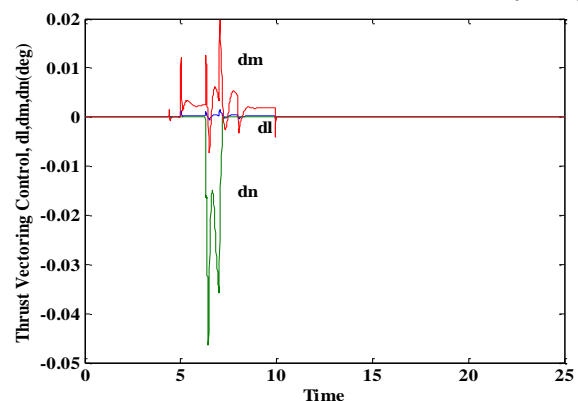
- [1] H. K. Khalil, *Nonlinear Systems*, 3rd ed. Upper Saddle River, NJ, USA: Prentice Hall, 2002.
- [2] Z. Guo, J. Guo, J. Zhou, and J. Chang, "Robust tracking for hypersonic reentry vehicles via disturbance estimation-triggered control," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 56, no. 2, pp. 1279–1289, 2019, <https://doi.org/10.1109/TAES.2019.2928605>.
- [3] X. Qi, L. Chen, Y. Jing, and H. Ma, "Super twisting observer-based arbitrary convergence time sliding



شکل ۱۵- نمودار تغییرات سطوح کنترل آیرودینامیکی.

Fig. 15. Graph of aerodynamic control surface variations.

شکل ۱۶ نمودار تغییرات زوایای بردار تراسر را در طی مانور نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل‌ها مشخص است، سیستم کنترل‌کننده طراحی شده، چنانچه خطای اعمالی "ناگهانی" به همراه اغتشاش به سنسورها اعمال شود، فرمان مرجع مانور را تعقیب می‌کند. پس می‌توان این‌طور بیان کرد که عملکرد سیستم با وجود کنترلی، تنزل پیدا نکرده است.



شکل ۱۶- نمودار تغییرات زوایای بردار تراسر بر حسب زمان.

Fig. 16. Graph of thrust vectoring angles variations over time.

۵ نتیجه‌گیری

در این مقاله، روشی تلفیقی با رویکرد جدید برای شناسایی خطا و حذف اغتشاش و نویز از حسگر سرعت زاویه ایی هواپیما معرفی شده‌است. در گام اول این روش، مقدار و اثر اغتشاش و نویز توسط رؤیت‌گر فوق پیش‌بینی با همگرایی سریع بدون شناخت حد بالای دامنه اغتشاش، تضعیف و حذف می‌گردد. علاوه بر حذف اغتشاش و در صورت از دست رفتن اطلاعات حسگر معیوب، با استفاده از اطلاعات حسگرهای سالم، اطلاعات حسگر معیوب تخمین زده می‌شود و در حلقه کنترلی جایگزین

- Science and Technolog*, vol. 10, no. 1, pp. 41-48, 2006, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.05.002>.
- [14] M. G. Perhinschi, "Integration of sensor and actuator failure detection, identification, and accommodation schemes within fault tolerant control laws," *Control and Intelligent Systems*, vol. 35, no. 4, pp. 309-318, 2007, <https://doi.org/10.2316/Journal.201.2007.4.201-1657>.
- [15] M. Bodson and J. E. Groszkiewicz, "Multivariable adaptive algorithms for reconfigurable flight control," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 5, no. 2, pp. 217-229, 1997, <https://doi.org/10.1109/87.556026>.
- [16] D. Ye, Q. Y. Fan, G. H. Yang, and H. Wang, "Robust H_∞ fault-tolerant control for linear systems with fast adaptive fault estimation," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 47, no. 3, pp. 6753-6757, 2014, <https://doi.org/10.3182/20140824-6-ZA-1003.00511>.
- [17] B. Yu, Y. Zhang, and Y. Qu, "MPC-based FTC with FDD against actuator faults of UAVs," in *15th International Conference on Control, Automation, and Systems (ICCAS)*, 2015, <https://doi.org/10.1109/ICCAS.2015.7364911>.
- [18] M. Taimoor, X. Lu, H. Maqsood, and C. Sheng, "Adaptive rapid neural observer-based sensors fault diagnosis and reconstruction of quadrotor unmanned aerial vehicle," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 93, no. 5, pp. 847-861, 2021, <https://doi.org/10.1108/AEAT-01-2021-0005>.
- [19] A. Abbaspour, K. K. Yen, P. Forouzaneshad, and A. Sargolzaei, "A neural adaptive approach for active fault-tolerant control design in UAV," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, vol. 50, no. 9, pp. 3401-3411, 2020, <https://doi.org/10.1109/TSMC.2018.2850701>.
- [20] Y. Wang, J. Yang, X. Yang, and T. Wang, "Adaptive neural network-based fault tolerant control for a three degrees of freedom helicopter," *International Journal of Control*, vol. 96, pp. 1-17, 2021, <https://doi.org/10.1080/00207179.2021.1984583>.
- [21] F. W. Alsaade, Q. Yao, M. S. Alzahrani, A. S. Alzahrani, and H. Jahanshahi, "Indirect-neural-approximation-based fault-tolerant integrated attitude and position control of spacecraft proximity operations," *Sensors*, vol. 22, no. 5, 2022, Art. no. 1726, <https://doi.org/10.3390/s22051726>.
- [22] Q. Chen, S. Xie, and X. He, "Neural-network-based adaptive singularity-free fixed-time attitude tracking control for spacecrafts," *IEEE Transactions on Cybernetics*, vol. 51, no. 10, pp. 5032-5045, 2021, <https://doi.org/10.1109/TCYB.2020.3024672>.
- [23] J. Y. Gong, B. Jiang, and Q. K. Shen, "Adaptive fault-tolerant neural control for large-scale systems with actuator faults," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 17, pp. 1421- mode control for uncertain system," *International Journal of Control, Automation, and Systems*, vol. 2024, pp. 1-9, 2024, <https://doi.org/10.1007/s12555-022-0603-9>.
- [4] X. Wu and X. Mu, "New design on distributed event-based sliding mode controller for disturbed second-order multiagent systems," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 67, no. 5, pp. 2590-2596, 2021, <https://doi.org/10.1109/TAC.2021.3090754>.
- [5] J. Liu, H. An, Y. Gao, C. Wang, and L. Wu, "Adaptive control of hypersonic flight vehicles with limited angle-of-attack," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 23, no. 2, pp. 883-894, 2018, <https://doi.org/10.1109/TMECH.2018.2800089>.
- [6] S. Balajiwale, H. Arya, and A. Joshi, "Longitudinal Controller for Hand Launched MAV Based on Supertwisting Algorithm," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2017, Paper 1045, <https://doi.org/10.2514/6.2017-1045>.
- [7] X. Chang, W. Zhou, P. Zhou, and D.-p. Duan, "A fast convergence super-twisting observer design for an autonomous airship," *Asian Journal of Control*, vol. 21, no. 2, pp. 429-438, 2019, <https://doi.org/10.1002/asjc.1962>.
- [8] C. C. Z. Gao, "A survey of fault diagnosis and fault-tolerant techniques-Part I: Fault diagnosis with model-based and signal-based approaches," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, pp. 3757-3767, 2015, <https://doi.org/10.1109/TIE.2015.2419013>.
- [9] I. Z. Y. Sadeghzadeh, "A review on fault-tolerant control for unmanned aerial vehicles (UAVs)," in *AIAA Infotech at Aerospace Conference and Exhibit*, Louis, Missouri, 2011, Paper 1472, <https://doi.org/10.2514/6.2011-1472>.
- [10] M. M. Polycarpou and A. T. Vemuri, "Learning methodology for failure detection and accommodation," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 15, pp. 16-24, 1995, <https://doi.org/10.1109/37.387613>.
- [11] X. Zhang, T. Parisini, and M. M. Polycarpou, "Integrated design of fault diagnosis and accommodation schemes for a class of nonlinear systems," in *40th IEEE Conference Decision and Control*, Orlando, FL, 2001, pp. 1448-1453, <https://doi.org/10.1109/CDC.2001.981098>.
- [12] M. Goma, "Fault tolerant control scheme based on multi-ann faulty models," in *International Conference on Electrical, Electronic and Computer Engineering, 2004. ICEEC '04*, Cairo, Egypt, vol. 1, 2004, pp. 329-332, <https://doi.org/10.1109/ICEEC.2004.1374458>.
- [13] A. A. Pashilkar, N. Sundararajan, and P. Saratchandran, "A fault-tolerant neural aided controller for aircraft auto-landing," *Aerospace*

- Automatic Control*, vol. 42, no. 9, pp. 1264-1268, 1997, <https://doi.org/10.1109/9.623089>.
- [32] M. L. Tyler and M. Morari, "Optimal and robust design of integrated control and diagnostic modules," in *IEEE Conference on Decision and Control*, 1999, pp. 3703-3708, <https://doi.org/10.1109/CDC.1999.832057>.
- [33] J. Chen, R. J. Patton, and H. Y. Zhang, "Design of unknown input observer and robust fault detection filters," *International Journal of Control (IJC)*, vol. 63, no. 1, pp. 85-105, 1996, <https://doi.org/10.1080/00207179608921833>.
- [34] H. Seguchi and T. Ohtsuka, "Nonlinear receding horizon control of an underactuated hovercraft," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 13, no. 3-4, pp. 381-398, 2003, <https://doi.org/10.1109/CACSD-CCA-ISIC.2006.4776714>.
- [35] J. Chen and R. J. Patton, *Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems*, Kluwer Academic, 1999.
- [36] X. Y. Gou, J. K. Liu, and Q. Z. Zhang, "Adaptive backstepping fault-tolerant control for hypersonic aircraft with unknown control direction under actuator and sensor faults," *The Aeronautical Journal*, vol. 128, no. 1324, pp. 1183-1203, 2024, <https://doi.org/10.2514/3.20932>.
- [37] N. S. Abdul-Jaleel and M. S. Shaker, "Robust integration of fault estimation and sliding mode fault-tolerant control for interconnected systems against sensor fault," *Asian Journal of Control*, vol. 26, 2024, <https://doi.org/10.1017/aer.2023.93>.
- 1431, 2019, <https://doi.org/10.1007/s12555-018-0729-y>.
- [24] S. Mokhtari, A. Abbaspour, K. K. Yen, and A. Sargolzaei, "Neural network-based active fault-tolerant control design for unmanned helicopter with additive faults," *Remote Sensing*, vol. 13, no. 12, 2021, Art. no. 2396, <https://doi.org/10.3390/rs13122396>.
- [25] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, 2nd ed. McGraw-Hill, 1998.
- [26] S. A. Snell, D. F. Enns, and W. L. Garrard Jr., "Nonlinear inversion flight control for a supermaneuverable aircraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 15, no. 4, pp. 976-984, 1992, <https://doi.org/10.2514/3.20932>.
- [27] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons Inc., 1992.
- [28] S. A. Snell, D. F. Enns, and W. L. Garrard Jr., "Nonlinear inversion flight control for a supermaneuverable aircraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 15, no. 4, pp. 976-984, 1992, <https://doi.org/10.2514/3.20932>.
- [29] K. Funahashi and Y. Nakamura, "Approximation of dynamic systems by continuous time recurrent neural networks," *Neural Networks*, vol. 6, pp. 801-806, 1993, [https://doi.org/10.1016/S0893-6080\(05\)80125-X](https://doi.org/10.1016/S0893-6080(05)80125-X).
- [30] S. H. Sadati, M. Sabzehparvar, M. B. Menhaj, and M. Bahrami, "Backstepping controller design using neural networks for a fighter aircraft," *European Journal of Control*, vol. 13, no. 5, pp. 516-526, 2007, <https://doi.org/10.3166/ejc.13.516-526>.
- [31] N. E. Wu, "Robust feedback design with optimized diagnostic performance," *IEEE Transactions on*