JTAE

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 10, No. 3, pp. 85-103, 2026

E- ISSN: 2676-4253

https://doi.org/1022034/jtae.10.3.7

Journal Homepage: https://www.jtae.ari.ac.ir



Original Research Paper

Integrated Guidance and Control of Suicide UCAV Using Adaptive Higher-Order Continuous Sliding Mode Control

Mohamad Mahdi Soori and Seyed Hosein Sadati*

Faculty of Mechanical Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 16 June 2025
Revised 01 January 2026
Accepted 18 February 2026
Available Online 17 June 2026

Keywords:

UCAV
Sliding mode controller
Integrated guidance
Control-adaptive control-target

ABSTRACT

This article presents an integrated guidance and control (IGC) framework for suicide UAVs operating in three-dimensional environments. By unifying the guidance and control subsystems, the IGC architecture effectively addresses the system's coupled, nonlinear dynamics to improve overall mission performance. The main challenge is to develop a control strategy that is robust against aerodynamic uncertainties and external disturbances while ensuring fast terminal engagement and a smooth, chatter-free control action. To meet these requirements, we propose an adaptive continuous higher-order sliding mode controller (ACHOSMC). The controller's higher-order design intrinsically eliminates the detrimental chattering effect, protecting the actuators by delivering a continuous command signal. The core contribution of this work lies in a novel adaptive law that dynamically adjusts the primary controller gain online. This mechanism removes the need for pre-defined uncertainty bounds, empowering the system with self-tuning capabilities to adapt to varying operational conditions. The proposed ACHOSMC is rigorously evaluated against a conventional PID controller and a non-adaptive continuous higher-order sliding mode controller (CHOSMC). Simulation results confirm the outstanding performance of the ACHOSMC, which achieves mission completion in just 10.8 seconds at a range of 750 meters, representing a 70% reduction in engagement time compared to its non-adaptive counterpart. This rapid interception capability drastically reduces the target's window for evasive maneuvers. Moreover, the controller demonstrates exceptional precision, attaining a final miss distance of only 5 centimeters. These results underscore the proposed controller's potential as a highly effective and resilient solution for critical defense applications demanding superior speed and accuracy.

* Corresponding Author's E-mail: sadati@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:
M. M. Soori and S. H. Sadati, "Integrated guidance and control of suicide UCAV using adaptive higher-order continuous sliding mode control," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 10, no. 3, pp. 85-103, 2026, (in Persian), https://doi.org/1022034/jtae.10.3.7.

COPYRIGHTS
© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of The Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)



فناوری در مهندسی هوافضا

سال ۱۴۰۵، دوره ۱۰، شماره ۳، صفحه ۸۵-۱۰۳

https://doi.org/1022034/jtae.10.3.7

Journal Homepage: https://www.jtae.ari.ac.ir

JTAE

شاپای الکترونیکی: ۴۲۵۳-۲۶۷۶

مقاله پژوهشی

هدایت و کنترل یکپارچه پهپادهای انتحاری با استفاده از کنترل مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی

محمدمهدی سوری[۱] و سیدحسین ساداتی*[۲]

۱- دکترا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران ایران

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۶ خرداد ۱۴۰۴

بازنگری ۱۱ دی ۱۴۰۴

پذیرش ۲۹ بهمن ۱۴۰۴

اولین انتشار ۲۷ خرداد ۱۴۰۵

واژه‌های کلیدی:

پهپاد انتحاری

کنترل‌کننده مود لغزشی

هدایت و کنترل یکپارچه

کنترل تطبیقی- هدف

چکیده

این مقاله به طراحی و ارزیابی یک ساختار هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) برای پهپادهای انتحاری در فضای سه‌بعدی می‌پردازد. چالش اصلی در این حوزه، تضمین همگرایی سریع نرخ خط دید به صفر در حضور دینامیک‌های غیرخطی کوپل‌شده، عدم قطعیت‌های پارامتری و اغتشاشات خارجی است. برای پاسخ به این چالش، یک قانون کنترل مبتنی بر مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC) پیشنهاد گردیده است. مزیت اصلی این روش، تولید سیگنال کنترلی نرم و پیوسته است که پدیده مخرب چترینگ را حذف کرده و از اشباع عملگرها جلوگیری می‌کند. نوآوری محوری این تحقیق، توسعه یک قانون تطبیقی است که پارامتر کلیدی کنترل‌کننده را به‌صورت آنلاین تنظیم می‌کند. این مکانیزم تطبیقی، نیاز به دانش پیشین از کران عدم قطعیت‌ها را مرتفع ساخته و مقاومت و عملکرد سیستم را در شرایط عملیاتی متغیر به‌طور قابل توجهی بهبود می‌بخشد. عملکرد کنترل‌کننده پیشنهادی از طریق شبیه‌سازی‌های جامع با یک کنترل‌کننده PID به‌عنوان معیار پایه و یک کنترل‌کننده مود لغزشی مرتبه بالا غیرتطبیقی (CHOSMC) جهت سنجش اثربخشی قانون تطبیقی، مقایسه شده است. نتایج کمی برتری مطلق روش ACHOSMC را اثبات می‌کنند؛ این کنترل‌کننده با ثبت زمان برخورد ۱۰/۸ ثانیه و فاصله رهگیری ۷۵۰ متر، به‌ترتیب کاهشی ۷۰ و ۷۸ درصدی را نسبت به CHOSMC نشان می‌دهد. این دستاورد، قابلیت بالای روش پیشنهادی را برای کاربردهای نظامی و دفاعی که نیازمند رهگیری سریع، دقیق و مقاوم هستند، به وضوح به نمایش می‌گذارد.

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: sadati@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

M. M. Soori and S. H. Sadati, "Integrated guidance and control of suicide UCAV using adaptive higher-order continuous sliding mode control," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 10, no. 3, pp. 85-103, 2026, (in Persian), https://doi.org/1022034/jtae.10.3.7.

COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of The Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)

۱. مقدمه

اثربخشی عملیاتی پهپادهای انتحاری به‌طور حیاتی به قابلیت آن‌ها در رهگیری سریع و دقیق اهداف وابسته است. در رویکردهای سنتی، زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به‌صورت جداگانه طراحی می‌شوند که این امر به‌دلیل نادیده گرفتن کوپلینگ‌های دینامیکی ذاتی بین این دو حلقه، منجر به عملکردی غیربهینه می‌شود. پارادایم هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) با ارائه یک چارچوب واحد که معادلات سینماتیک درگیری و دینامیک پهپاد را به‌طور همزمان در نظر می‌گیرد، این محدودیت را برطرف می‌کند. چنین رویکردی پتانسیل بهبود چشم‌گیر دقت، کاهش زمان برخورد و افزایش مقاومت سیستم را داراست.

با این‌حال، طراحی یک سیستم IGC مؤثر برای پهپادهای انتحاری، چالش‌های تحقیقاتی قابل توجهی را به‌همراه دارد. سیستم باید با دینامیک‌های شدیداً غیرخطی و کوپل شده بدنه پرنده، اغتشاشات خارجی مانند باد و عدم قطعیت در پارامترهای آیرودینامیکی مقابله کند. علاوه بر این، فاز پایانی درگیری نیازمند همگرایی بسیار سریع نرخ خط دید و دستیابی به فاصله خطای نزدیک به صفر است؛ در حالی‌که دستورات کنترلی تولید شده باید نرم و در محدوده عملیاتی عملگرها باقی بمانند تا از پدیده اشباع جلوگیری شود. بنابراین، چالش اصلی در توسعه یک قانون کنترلی نهفته است که به‌طور همزمان مقاوم، سریع و دارای پاسخ نرم باشد.

در میان روش‌های کنترل غیرخطی، کنترل مد لغزشی به‌دلیل مقاومت ذاتی در برابر عدم قطعیت‌های مدل و اغتشاشات خارجی، به‌عنوان یک کاندیدای ایده‌آل برای مسئله IGC شناخته می‌شود. با این‌حال، کنترل مد لغزشی کلاسیک از پدیده نامطلوب چترینگ رنج می‌برد که می‌تواند به عملگرها آسیب برساند. برای غلبه بر این مشکل، کنترل مد لغزشی مرتبه بالا توسعه یافت که با انتقال ناپیوستگی به مشتقات بالاتر سیگنال کنترلی، یک ورودی کنترلی پیوسته و نرم تولید می‌کند. جهت افزایش کارایی در مواجهه با عدم قطعیت‌هایی با کران نامشخص، استفاده از مکانیزم‌های تطبیقی ضروری است. در این راستا، کنترل مد لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی، که سنگ‌بنای روش پیشنهادی در این مقاله را تشکیل می‌دهد، با تخمین آنلاین کران عدم قطعیت‌ها، مقاومت و عملکرد سیستم را به سطح بالاتری ارتقا می‌دهد.

۱-۱ پیشینه پژوهش

در سال‌های اخیر، پژوهش‌های متعددی بر استفاده از کنترل مد لغزشی (SMC) به‌دلیل مقاومت ذاتی آن در برابر عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات، برای مسائل هدایت و کنترل پهپادها متمرکز شده‌اند. تلاش‌های اولیه، کارایی SMC کلاسیک را در کاربردهای دقیق به اثبات رساند. به‌عنوان نمونه، مودالی و همکاران [۱] سیستم هدایت مبتنی بر SMC را برای چالش فرود خودکار پهپاد بر روی سکوهای متحرک پیاده‌سازی کردند.

با این‌حال، یکی از محدودیت‌های اصلی SMC کلاسیک، پدیده نامطلوب چترینگ در سیگنال کنترلی است. برای غلبه بر این مشکل، تحقیقات به‌سمت کنترل مد لغزشی مرتبه بالا (HOSMC) متمایل شده‌اند که با تولید یک ورودی کنترلی پیوسته، عملکرد نرم‌تری را تضمین می‌کند. در همین راستا، کمال حسینی [۲] یک سیستم هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) را با استفاده از HOSMC برای یک پهپاد تعقیب‌کننده طراحی نمود که منجر به حذف چترینگ و افزایش همزمان دقت و پایداری شد. موفقیت این رویکردها، کاربرد SMC را به طراحی قوانین هدایت مقاوم نیز گسترش داد، همانطور که در کار ژائو و همکاران [۳] برای فاز ملاقات هوایی مشاهده می‌شود.

با این وجود، چالش اصلی در کنترل‌کننده‌های HOSMC، نیاز به دانش دقیق از کران بالای عدم قطعیت‌ها برای تنظیم بهره‌ها است. برای حل این مشکل، رویکردهای تطبیقی توسعه یافته‌اند که این بهره‌ها را به‌صورت آنلاین تنظیم می‌کنند. بومهراز [۴] با طراحی یک کنترل مد لغزشی تطبیقی برای پهپاد چهارملخه، نشان داد که این روش مقاومت سیستم را در برابر خطاهای مدل‌سازی و تغییرات محیطی به‌شدت افزایش می‌دهد.

پژوهش‌های اخیر بر ارتقاء همزمان دقت، نرمی سیگنال کنترلی و قابلیت تطبیق‌پذیری متمرکز شده‌اند. این تلاش‌ها در دو راستا قابل مشاهده است: نخست، توسعه الگوریتم‌هایی برای ردیابی مسیرهای هموار و دقیق، مانند کار پیکسو و همکاران [۵] که با استفاده از همواری دینامیکی، نوسانات ناخواسته را در پهپادهای انتحاری حذف کردند. دوم، طراحی قوانین تطبیقی پیشرفته‌تر برای مقابله با اغتشاشات نامشخص. به‌عنوان مثال، خوآن و چن [۶] ک کنترل مد لغزشی تطبیقی با نرخ همگرایی قابل تنظیم ارائه دادند که به سیستم اجازه می‌دهد عملکرد خود را در مواجهه با تغییرات ناگهانی بهینه کند.

نقطه اوج این پژوهش‌ها در کارهای اخیر که مستقیماً به کاربرد پهپادهای انتحاری می‌پردازند، نمایان می‌شود. انجوان و همکاران [۷] در پژوهشی بسیار نزدیک به‌کار حاضر، یک کنترل‌کننده مد لغزشی پیچشی تطبیقی را برای یک سیستم IGC پهپاد انتحاری طراحی کردند. این روش که نوعی کنترل مد لغزشی مرتبه دوم است، قابلیت سازگاری با اغتشاشات را به‌خوبی نشان داد. این پژوهش ارزشمند، مرزهای دانش را به حوزه مورد نظر این مقاله نزدیک می‌کند، اما همچنان یک شکاف تحقیقاتی کلیدی باقی می‌گذارد: الگوریتم پیچشی تنها یک نمونه از خانواده بزرگ کنترل‌کننده‌های مرتبه بالا است و همچنان نیاز به تحقیق و توسعه فرمولاسیون‌های عمومی‌تر و پیوسته‌تر از کنترل مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC) وجود دارد که بتوانند ضمن تضمین مقاومت

و همگرایی سریع، سیگنال کنترلی کاملاً نرم و پیوسته تولید کرده و برای طیف وسیع‌تری از دینامیک‌های غیرخطی پهپاد در یک مدل سه‌بعدی جامع به‌کار گرفته شوند.

در پژوهشی دیگر، چن و همکاران [۸] در سال ۲۰۲۳ یک کنترل‌کننده تطبیقی مبتنی بر تخمین‌گر اختلال برای ردیابی مسیر یک پهپاد چهارملخه با وجود عدم قطعیت‌های پارامتری و اغتشاشات خارجی باد ارائه کردند. آن‌ها با طراحی یک قانون تطبیقی برای تخمین آنلاین مرز اغتشاشات، توانستند پایداری و دقت سیستم را در شرایط پروازی متغیر تضمین کنند. اگرچه این روش در مقابله با اغتشاشات خارجی مؤثر است، اما تمرکز آن بیشتر بر پایداری دینامیک پرواز بوده و به‌صورت مستقیم به چالش‌های یکپارچه‌سازی هدایت و کنترل در فاز پایانی حمله برای اهداف متحرک نمی‌پردازد.

در پژوهش‌های داخلی اخیر و بسیار مرتبط، سوری و ساداتی [۹] کاربرد یک کنترل‌کننده ترکیبی متشکل از مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی و شبکه عصبی را برای موشک‌های پدافندی در یک چارچوب هدایت و کنترل یکپارچه بررسی کرده‌اند. آن‌ها در مدل دوبعدی خود نشان دادند که این رویکرد ترکیبی می‌تواند زمان برخورد با هدف را تا ۸۷ درصد نسبت به کنترل‌کننده مد لغزشی متداول کاهش دهد. موفقیت این پژوهش، پتانسیل بالای روش‌های کنترل پیشرفته در سیستم‌های یکپارچه را به اثبات می‌رساند. با این‌حال، پژوهش مذکور بر یک سناریوی درگیری دو بعدی و بهبود عملکرد از طریق افزودن شبکه عصبی متمرکز است. در مقابل، پژوهش حاضر به چالش تعمیم این رویکرد به یک مدل سه بعدی برای یک پهپاد انتحاری می‌پردازد که دارای دینامیک پروازی متفاوتی نسبت به موشک است. نوآوری اصلی کار حاضر، طراحی یک قانون تطبیقی در درون خود ساختار کنترل‌کننده ACHOSMC است که بدون نیاز به ساختار اضافی شبکه عصبی، پارامتر کلیدی کنترل‌کننده را به‌صورت آنلاین تنظیم کرده و قابلیت تعقیب دقیق هدف در فضای سه‌بعدی را فراهم می‌آورد.

در این پژوهش، با هدف پر کردن شکاف‌های مذکور، یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه مبتنی بر کنترل مد لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC) برای یک پهپاد انتحاری در فضای درگیری سه‌بعدی ارائه می‌شود. نوآوری و مزایای اصلی این کار در مقایسه با پژوهش‌های پیشین عبارتند از:

۱) ارائه ساختار کنترلی عمومی‌تر و پیوسته‌تر: برخلاف روش‌هایی مانند کنترل مد لغزشی پیچشی تطبیقی [۷] که بر الگوریتم‌های مرتبه دوم متمرکز هستند، این مقاله یک فرمولاسیون ACHOSMC عمومی ارائه می‌دهد. این ساختار نه تنها پدیده چترینگ را به‌طور کامل حذف می‌کند، بلکه با انتقال ناپیوستگی به مشتقات بالاتر، سیگنال کنترلی کاملاً پیوسته و نرمی تولید می‌کند که برای جلوگیری از آسیب به عملگرهای پهپاد حیاتی است.

۲) قانون تطبیقی یکپارچه بدون نیاز به کران اغتشاش: در حالی‌که کنترل‌کننده‌های HOSMC استاندارد [۲، ۵] نیازمند دانش قبلی از کران بالای عدم قطعیت‌ها برای تنظیم بهره‌ها هستند، روش پیشنهادی از یک قانون تطبیقی یکپارچه با ساختار کنترل‌کننده بهره می‌برد. این قانون به‌صورت آنلاین بهره کنترلی را تنظیم می‌کند، که منجر به کاهش قابل توجه خطای ردیابی و زمان اصابت (تا ۱۰/۸ ثانیه) در مقایسه با نسخه‌های غیرتطبیقی می‌شود و مقاومت سیستم را در برابر عدم قطعیت‌های نامشخص افزایش می‌دهد.

۳) مدل‌سازی و ارزیابی در چارچوب IGC سه‌بعدی: بسیاری از کارهای مرتبط در مدل‌های دوبعدی [مرجع سوری و ساداتی اگر دارید] یا بر روی زیرسیستم‌های مجزای هدایت و کنترل [۱، ۳] تمرکز کرده‌اند. این پژوهش یک چارچوب کامل هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) را برای دینامیک کوپل شده و غیرخطی پهپاد در فضای سه‌بعدی توسعه می‌دهد که به واقعیت سناریوهای عملیاتی نزدیک‌تر بوده و منجر به کاهش برد درگیری (تا ۷۵۰ متر) و افزایش احتمال موفقیت ماموریت می‌شود.

در ادامه مقاله، ساختار زیر دنبال خواهد شد: در بخش دوم، مدل‌سازی ریاضی سیستم یکپارچه پهپاد انتحاری و هدف ارائه می‌گردد. بخش سوم به تشریح دقیق طراحی کنترل‌کننده‌های CHOSMC و ACHOSMC اختصاص دارد. در بخش چهارم، نتایج شبیه‌سازی‌ها برای ارزیابی عملکرد روش پیشنهادی در مقایسه با کنترل‌کننده‌های دیگر و تحت شرایط عدم قطعیت و اغتشاش ارائه می‌شود. در نهایت، به محدودیت‌ها، نتیجه‌گیری و ارائه پیشنهادها برای کارهای آتی می‌پردازد.

۲. مدل سیستم یکپارچه پهپاد انتحاری

۲-۱ فرضیات و ساده‌سازی‌های مدل‌سازی

به‌منظور توسعه یک مدل ریاضی قابل مدیریت برای طراحی کنترل‌کننده، مجموعه‌ای از فرضیات و ساده‌سازی‌های استاندارد در حوزه دینامیک پرواز و هدایت موشک در نظر گرفته شده است. این فرضیات ضمن حفظ جنبه‌های کلیدی دینامیک سیستم، تحلیل و طراحی را امکان‌پذیر می‌سازند. مهم‌ترین این فرضیات که در ادامه این پژوهش مورد استفاده قرار گرفته‌اند، به‌شرح زیر است:

۱) فرض بدنه صلب (Rigid Body): فرض می‌شود که پهپاد یک جسم صلب است و از تغییرشکل‌های الاستیک بدنه و بال‌ها در حین پرواز صرف‌نظر می‌شود. این فرض برای پهپادهای کوچک

و با سرعت بالا که تغییرشکل‌های سازه‌ای در مقایسه با حرکات کلی بدنه ناچیز است، کاملاً معتبر می‌باشد.

۲) ثابت بودن جرم و ممان اینرسی: جرم و ممان‌های اینرسی پهپاد در طول فاز درگیری نهایی ثابت در نظر گرفته می‌شود. با توجه به زمان کوتاه این فاز (کمتر از چند ده ثانیه)، اثر مصرف سوخت بر تغییرات پارامترهای جرمی قابل چشم‌پوشی است.

۳) دکوپله‌سازی کانال‌های کنترلی: همانطور که در معادلات (۸) تا (۱۰) نشان داده شده، مدل دینامیکی غیرخطی و چندمتغیره پهپاد به سه زیرسیستم مستقل برای کانال‌های پیچ (Pitch)، یاو (Yaw) و رول (Roll) تفکیک شده است. این یک ساده‌سازی کلیدی در طراحی است که در آن، اثرات متقابل و کوپلینگ دینامیکی بین این کانال‌ها به‌عنوان عدم قطعیت و اغتشاشات با کران نامشخص در نظر گرفته می‌شوند. وظیفه کنترل‌کننده مقاوم طراحی‌شده، غلبه بر همین عدم قطعیت‌هاست.

۴) دینامیک هدف: در سناریوی شبیه‌سازی شده، هدف یک جسم ثابت زمینی در نظر گرفته شده است ($V_T = 0, a_T = 0$). اگرچه معادلات سینماتیکی قابلیت مدل‌سازی هدف متحرک را نیز دارند، اما تمرکز این پژوهش بر روی رهگیری اهداف ایستا است.

۵) سرعت ثابت در فاز نهایی: فرض می‌شود که در مرحله نهایی حمله (Terminal Phase)، سرعت پهپاد تقریباً ثابت است ($V_p \approx const$). این ساده‌سازی به‌دلیل کوتاه بودن زمان درگیری و عدم وجود مانورهای شدید برای تغییر سرعت در این فاز، قابل قبول بوده و در بسیاری از مراجع هدایت موشکی استفاده می‌شود.

۶) تقریب زوایای کوچک: در استخراج معادلات حرکت نسبی (معادله ۱۶)، فرض می‌شود که زاویه بین بردار سرعت پهپاد و خط دید به هدف (σ) کوچک است. این فرض اساس قانون هدایت تناسبی است و با پیشرفت درگیری و نزدیک شدن پهپاد به مسیر برخورد، اعتبار آن افزایش می‌یابد.

۷) عملگرهای ایده‌آل و عدم لحاظ اشباع (Ideal Actuators & Saturation): در این پژوهش، دینامیک داخلی عملگرها (مانند سروموتورهای سطوح کنترلی) نادیده گرفته شده و فرض می‌شود که آن‌ها می‌توانند فرمان کنترلی را به‌صورت آنی و بدون تأخیر اجرا کنند. مهم‌تر از آن، پدیده اشباع عملگرها (Actuator Saturation) که یک محدودیت فیزیکی غیرخطی در تمام سیستم‌های واقعی است، به‌صورت صریح در معادلات طراحی کنترل‌کننده لحاظ نشده است. تمرکز اصلی بر توسعه و اثبات پایداری قانون هدایت و کنترل یکپارچه بوده است. با این وجود، در بخش شبیه‌سازی، دامنه سیگنال‌های کنترلی به دقت مورد نظارت قرار گرفته تا اطمینان حاصل شود که مقادیر آن‌ها در یک بازه منطقی و عملی باقی می‌ماند و از مقادیر حدی که منجر به اشباع شدید می‌شوند، فراتر نمی‌رود. تحلیل دقیق‌تر اثرات اشباع و طراحی مکانیزم‌های جبران‌ساز مانند روش‌های ضد اشباع (Anti-Windup)، می‌تواند به‌عنوان گامی مهم در کارهای آتی مد نظر قرار گیرد.

۸) اتمسفر آرام و چگالی ثابت: از اثرات اغتشاشات جوی مانند باد و توربولانس صرف‌نظر شده است. همچنین، چگالی هوا در ارتفاع پروازی پهپاد ثابت فرض می‌شود.

۹) فرض زمین مسطح و بدون دوران (Flat-Earth): به‌دلیل برد کوتاه درگیری و زمان پرواز محدود، از انحنا و دوران کره زمین صرف‌نظر شده و معادلات در یک دستگاه مختصات اینرسی محلی (زمین–ثابت) استخراج شده‌اند.

۲- ۲ مدل‌سازی ریاضی

مدل‌سازی سینماتیکی و دینامیکی حرکت پهپاد انتحاری نیازمند شناخت مختصات فضایی و آشنایی با پنج دستگاه مختصات مورد استفاده در این دست مسائل شامل دستگاه مختصات اینرسی، دستگاه مختصات مسیر پرواز، دستگاه مختصات خط دید، دستگاه مختصات سرعت و دستگاه مختصات متصل به بدنه است. رابطه بین دو دستگاه مختصات اینرسی و دستگاه مختصات مسیر پرواز به کمک دو زاویه θ و ϕ_c و رابطه بین دو دستگاه مختصات اینرسی و دستگاه مختصات خط دید به کمک دو زاویه q_1 و q_2 توصیف می‌شود که در شکل ۱ نشان داده شده است. بردار سرعت در دستگاه مسیر پرواز $\vec{V} = [V \quad 0 \quad 0]^T$ را می‌توان به کمک ترتیب دوران اویلری $Z-Y$ به‌صورت زیر به بردار سرعت $\vec{V}_i$ در دستگاه مختصات اینرسی نگاشت [۱۱]:

$$\vec{V}_i = \begin{bmatrix} V_{ix} \\ V_{iy} \\ V_{iz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\phi_c & 0 & \sin\phi_c \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\phi_c & 0 & \cos\phi_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \vec{V} = \begin{bmatrix} V\cos\theta\cos\phi_c \\ V\sin\theta \\ -V\cos\theta\sin\phi_c \end{bmatrix} \quad (۱)$$

به‌همین ترتیب بردار سرعت $\vec{V}_i$ در دستگاه مختصات اینرسی را می‌توان با ترتیب دوران اویلری $Y-Z$ به‌صورتزیر به بردار سرعت $\vec{V}_q$ در دستگاه مختصات خط دید نگاشت [۱۱]:

$$\vec{V}_q = \begin{bmatrix} V_{qx} \\ V_{qy} \\ V_{qz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos q_1 & \sin q_1 & 0 \\ -\sin q_1 & \cos q_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos q_2 & 0 & -\sin q_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin q_2 & 0 & \cos q_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{ix} \\ V_{iy} \\ V_{iz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V\sin\theta\sin q_1 + V\cos\theta\cos q_1\cos(q_2-\phi_c) \\ V\sin\theta\cos q_1 - V\cos\theta\sin q_1\cos(q_2-\phi_c) \\ V\cos\theta\sin(q_2-\phi_c) \end{bmatrix} \quad (۲)$$

اگر بردار $\vec{R}$ موقعیت نسبی پهپاد–هدف و $\vec{\omega}$ سرعت زاویه‌ای دستگاه خط دید نسبت به دستگاه اینرسی باشد، رابطه زیر همواره برقرار است:

$$\frac{d\vec{R}}{dx} = \frac{\delta\vec{R}}{\delta t} + \vec{\omega} \times \vec{R} \quad (۳)$$

که در صورت نگاشت به دستگاه مختصات خط دید بردار سرعت نسبی پهپاد–هدف در دستگاه خط دید به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$\vec{V}_R = \begin{bmatrix} V_{Rx} \\ V_{Ry} \\ V_{Rz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{R} \\ R\dot{q}_1 \\ -R\dot{q}_2\cos q_1 \end{bmatrix} \quad (۴)$$

از طرفی می‌دانیم که بردار سرعت نسبی پهپاد– هدف به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$\vec{V}_R = \vec{V}_T - \vec{V}_q \quad (۵)$$

بنابراین خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{R} \\ R\dot{q}_1 \\ -R\dot{q}_2\cos q_1 \end{bmatrix} = \vec{V}_T - \begin{bmatrix} V\sin\theta\sin q_1 + V\cos\theta\cos q_1\cos(q_2-\phi_c) \\ V\sin\theta\cos q_1 - V\cos\theta\sin q_1\cos(q_2-\phi_c) \\ V\cos\theta\sin(q_2-\phi_c) \end{bmatrix} \quad (۶)$$

که در صورت ثابت بودن هدف $\vec{V}_T = 0$ در رابطه فوق جاگذاری خواهد شد. نهایتاً به کمک روش لاگرانژ مدل غیرخطی سیستم کنترلی پهپاد انتحاری به‌صورت زیر به‌دست می‌آید [۱۰]:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x - \tan\theta\left(\omega_y\cos\gamma - \omega_z\sin\gamma\right) \\ \dot{\beta} = \omega_x\sin\alpha + \omega_y\cos\alpha + \dfrac{qSc_z^{\beta}\beta - P\cos\alpha\sin\beta}{mV} \\ \dot{\alpha} = \tan\beta\left(-\omega_x\cos\alpha + \omega_y\sin\alpha\right) + \omega_z - \dfrac{qSc_y^{\alpha} + P}{mV\cos\beta}\alpha \\ \dot{\omega}_x = \dfrac{qSLm_x^{\delta_x}}{J_x}\delta_x + \dfrac{J_y - J_z}{J_x}\omega_z\omega_y \\ \dot{\omega}_y = \dfrac{qSL}{J_y}\left(m_y^{\beta}\beta + m_y^{\delta_y}\delta_y + m_y^{\omega_y}\omega_y\right) + \dfrac{J_z - J_x}{J_y}\omega_x\omega_z \\ \dot{\omega}_z = \dfrac{qSL}{J_z}\left(m_z^{\alpha}\alpha + m_z^{\delta_z}\delta_z + m_z^{\omega_z}\omega_z\right) + \dfrac{J_y - J_x}{J_z}\omega_y\omega_x \end{cases} \quad (۷)$$

که در آن α، β و γ به‌ترتیب زوایای حمله، لغزش و رول؛ ω_x ، ω_y و ω_z به‌ترتیب سرعت زاویه‌ای پیچ، سرعت زاویه‌ای یاو و سرعت زاویه‌ای رول؛ δ_x، δ_y و δ_z به‌ترتیب زوایای گردش بالابر، سکان و بالچه؛ q هد دینامیکی؛ S سطح ویژه؛ L طول ویژه؛ m جرم پهپاد؛ J_x، J_y و J_z به‌ترتیب ممان اینرسی محور X ، Y و Z؛ P نیروی پسا (trust) موتور؛ V سرعت؛ c_y^{α} و c_z^{β} به‌ترتیب مشتق جزئی نیروی برآ (lift) نسبت به زاویه حمله و زاویه لغزش؛ $m_z^{\omega_z}$، m_z^{α} و $m_z^{\delta_z}$ به‌ترتیب مشتق جزئی ممان پیچ بی‌بعد نسبت به سرعت زاویه‌ای پیچ، زاویه حمله و زاویه گردش بالابر؛ $m_y^{\omega_y}$ ، m_y^{β} و $m_y^{\delta_y}$ به‌ترتیب مشتق جزئی ممان یاو بی‌بعد نسبت به‌سرعت زاویه‌ای یاو، زاویه یاو و زاویه گردش سکان؛ $m_x^{\delta_x}$ مشتق جزئی ممان رول بی‌بعد نسبت به زاویه بالچه است.

به‌منظور ساده‌سازی مدل غیرخطی پهپاد را می‌توان به کمک ایده طراحی سه کانال مستقل دکوپله کرد. به این منظور اثرات کوپلینگ به‌عنوان عدم قطعیت و نیروهای غیرخطی با حد نامعلوم در نظر گرفته می‌شوند. سپس زیرسیستم کانال پیچ پهپاد به‌صورت زیر ساده شده و نمایش داده می‌شود [۱۱]:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \dfrac{qSc_y^{\alpha} + P}{mV}\alpha + \Delta\alpha \\ \dot{\omega}_z = \dfrac{qSL}{J_z}\left(m_z^{\alpha}\alpha + m_z^{\delta_z}\delta_z + m_z^{\omega_z}\omega_z\right) + \Delta\omega_z \end{cases} \quad (۸)$$

زیرسیستم کانال یاو پهپاد به‌صورت زیر درمی‌آید [۱۱]:

$$\begin{cases} \dot{\beta} = \omega_y - \dfrac{qSc_z^{\beta} - P}{mV}\beta + \Delta\beta \\ \dot{\omega}_y = \dfrac{qSL}{J_y}\left(m_y^{\beta}\beta + m_y^{\delta_y}\delta_y + m_y^{\omega_y}\omega_y\right) + \Delta\omega_y \end{cases} \quad (۹)$$

و زیرسیستم کانال رول به‌صورت زیر ساده می‌شود:

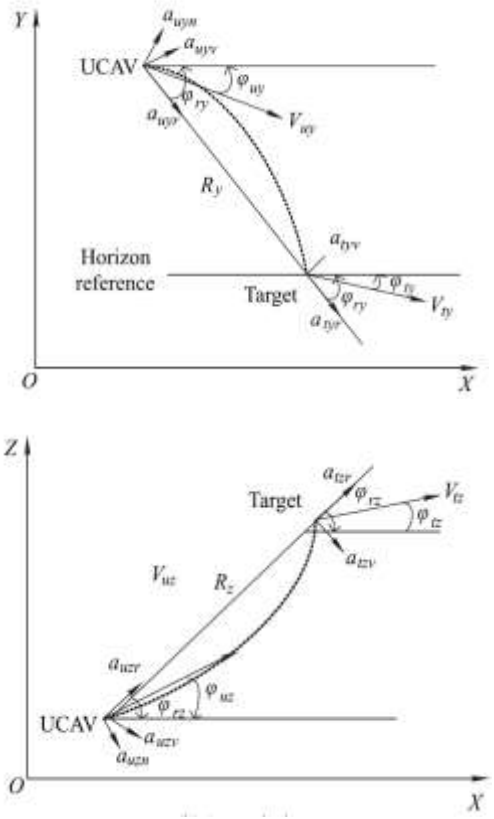
$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x + \Delta\gamma \\ \dot{\omega}_x = \dfrac{qSL}{J_x}m_x^{\delta_x}\delta_x + \Delta\omega_x \end{cases} \quad (۱۰)$$

$\Delta\gamma$ و $\Delta\omega_z$، $\Delta\omega_y$ و $\Delta\omega_x$ عدم‌قطعیت‌های کراندار نامعلوم هستند.

۲– ۳ حرکت نسبی بین پهپاد و هدف

در مرحله حمله نهایی، حرکت نسبی بین پهپاد و هدف را می‌توان به دو حرکت مستقل در صفحات طولی و جانبی تقسیم کرد. دیاگرام حرکت نسبی بین پهپاد و هدف در صفحات طولی و جانبی در شکل ۲ آمده است. در قسمت الف این شکل R_y فاصله نسبی بین پهپاد و هدف، V_{uy} و V_{ty} به ترتیب سرعت‌های پهپاد و هدف، a_{uy} و a_{ty} به‌ترتیب

شتاب پهپاد و هدف، φ_{uy} و φ_{ty} زوایای بین بردار سرعت و محورهای مرجع و φ_{ry} زاویه خط دید است.



شکل ۱- درگیری پهپاد انتحاری و هدف [۱۱].

Fig. 1. Suicide drone and target engagement [11].

همه کمیت‌های فوق مولفه‌های در جهت صفحه طولی هستند. نهایتاً معادلات حرکت نسبی پهپاد و هدف به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$\begin{cases} \dot{R}_y = V_{ty}\cos(\varphi_{ry}-\varphi_{ty}) - V_{uy}\cos(\varphi_{ry}-\varphi_{uy}) \\ R_y\dot{\varphi}_{ry} = -V_{ty}\sin(\varphi_{ry}-\varphi_{ty}) - V_{uy}\sin(\varphi_{ry}-\varphi_{uy}) \end{cases} \quad (۱۱)$$

با در نظر گرفتن

$$\begin{cases} V_R = \dot{R}_y \\ V_r = R_y\dot{\varphi}_{ry} \end{cases} \quad (۱۲)$$

و جاگذاری (۱۱) در (۱۲) و مشتق‌گیری نسبت به زمان از طرفین معادلات خواهیم داشت [۱۱]:

$$\begin{cases} \dot{V}_R = \dfrac{{V_r}^2}{R_y} + a_{tyr} - a_{uyr} \\ \dot{V}_r = -\dfrac{V_R V_r}{R_y} + a_{tyv} - a_{uyv} \end{cases} \quad (۱۳)$$

که در آن

$$\dot{V}_R = \ddot{R}_y$$

$$\dot{V}_r = \frac{d(R_y\dot{\varphi}_{ry})}{dx}$$

$$\begin{aligned} a_{uyr} &= \dot{V}_{uy}\cos(\varphi_{ry}-\varphi_{uy}) \\ &\quad + V_{uy}\dot{\varphi}_{uy}\sin(\varphi_{ry}-\varphi_{uy}) \\ a_{tyr} &= \dot{V}_{ty}\cos(\varphi_{ry}-\varphi_{ty}) \\ &\quad + V_{ty}\dot{\varphi}_{ty}\sin(\varphi_{ry}-\varphi_{ty}) \\ a_{uyv} &= V_{uy}\dot{\varphi}_{uy}\cos(\varphi_{ry}-\varphi_{uy}) \\ &\quad - \dot{V}_{uy}\sin(\varphi_{ry}-\varphi_{uy}) \\ a_{tyv} &= V_{ty}\dot{\varphi}_{ty}\cos(\varphi_{ry}-\varphi_{ty}) \\ &\quad - \dot{V}_{ty}\sin(\varphi_{ry}-\varphi_{ty}) \end{aligned} \quad (۱۴)$$

که در آن a_{uyr} و a_{tyr} مولفه‌های مماسی جهات دید a_{uy} و a_{ty} هستند و a_{uyv} و a_{tyv} مولفه‌های عمود بر جهات دید a_{uy} و a_{ty} هستند. با جاگذاری (۱۲) در (۱۳) خواهیم داشت:

$$\ddot{\varphi}_{ry} = -\frac{2\dot{R}_y}{R_y}\dot{\varphi}_{ry} + \frac{1}{R_y}a_{tyv} - \frac{1}{R_y}a_{uyv} \quad (۱۵)$$

وقتی زاویه بین بردار سرعت پهپاد و خط دید به اندازه کافی کوچک است، معادله $a_{uyn} \approx a_{uyv}$ برقرار است که در آن a_{uyn} شتاب عمود بر مسیر پهپاد است. بنابراین رابطه (۱۵) به‌صورت زیر تخمین زده می‌شود:

$$\ddot{\varphi}_{ry} = -\frac{2\dot{R}_y}{R_y}\dot{\varphi}_{ry} - \frac{1}{R_y}a_{uyn} + \Delta\varphi_{ry} \quad (۱۶)$$

که در آن $\Delta\varphi_{ry} = \frac{1}{R_y}a_{tyv}$ و $a_{uyn} = \frac{qSc_y^{\alpha}+P}{m}\alpha$ است.

به‌طور مشابه برای صفحه جانبی داریم:

$$\ddot{\varphi}_{rz} = -\frac{2\dot{R}_z}{R_z}\dot{\varphi}_{rz} + \frac{1}{R_z}a_{uzn} + \Delta\varphi_{rz} \quad (۱)$$

که در آن $\Delta\varphi_{rz} = \frac{1}{R_z}a_{tzv}$ و $a_{uzn} = \frac{qSc_z^{\beta}-P}{m}\beta$ است.

از رابطه (۱۶) و (۸) مدل زیرسیستم پیچ IGC به‌صورت زیر استخراج می‌شود [۹]:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_{11}(x_1)u_1 + g_{12}(x_1)d_1 \\ y_1 = x_{11} \end{cases} \quad (۱۸)$$

که در آن $x_1 = [\dot{\varphi}_{ry} \quad \alpha \quad \omega_z]^T$ بردار حالت زیرسیستم، $u_1 = \delta_z$ ورودی، y_1 خروجی، $x_{11} = \dot{\varphi}_{ry}$ و $d_1 \in \mathbb{R}$ ضریب نامشخص نامتعین است. ماتریس‌های $f_1(x_1)$، $g_{11}(x_1)$ و $g_{12}(x_1)$ عبارتند از [۱۱]:

$$f_1(x_1)=\begin{bmatrix}-\frac{2\dot{R}_y}{R_y}\dot{\varphi}_{ry}-\frac{qSc_y^{\alpha}+P}{mR_y}\alpha\\ \omega_z-\frac{qSc_y^{\alpha}+P}{mV}\alpha\\ \frac{qSLm_z^{\omega_z}}{J_z v}\omega_z+\frac{qSLm_z^{\alpha}}{J_z}\alpha\end{bmatrix}$$
$$g_{11}(x_1)=\begin{bmatrix}0\\0\\\frac{qSLm_z^{\delta_z}}{J_z}\end{bmatrix}$$
$$g_{12}(x_1)=[\Delta\varphi_{ry}\quad \Delta\alpha\quad \Delta\omega_z]^T \qquad (۱۹)$$

از رابطه (۱) و (۱۷) مدل زیرسیستم یاو IGC به‌صورت زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{cases}\dot{x}_2=f_2(x_2)+g_{21}(x_2)u_2+g_{22}(x_2)d_2\\ y_2=x_{21}\end{cases} \qquad (۲۰)$$

که در آن $x_2=[\dot{\varphi}_{rz}\quad \beta\quad \omega_y]^T$ بردار حالت زیرسیستم، $u_2=\delta_y$ ورودی، y_2 خروجی، $x_{21}=\dot{\varphi}_{rz}$ و $d_2\in\mathbb{R}$ ضریب نامشخص نامتعین است. ماتریس‌های $f_2(x_2)$، $g_{21}(x_2)$ و $g_{22}(x_2)$ عبارتند از [۱۱]:

$$f_2(x_2)=\begin{bmatrix}-\frac{2\dot{R}_z}{R_z}\dot{\varphi}_{rz}+\frac{qSc_z^{\beta}-P}{mR_z}\beta\\ \omega_y+\frac{qSc_z^{\beta}-P}{mV}\beta\\ \frac{qSLm_y^{\omega_y}}{J_z v}\omega_y+\frac{qSLm_y^{\beta}}{J_y}\beta\end{bmatrix}$$
$$g_{21}(x_2)=\begin{bmatrix}0\\0\\\frac{qSLm_y^{\delta_y}}{J_y}\end{bmatrix}$$
$$g_{22}(x_2)=[\Delta\varphi_{rz}\quad \Delta\beta\quad \Delta\omega_y]^T \qquad (۲۱)$$

با توجه به (۱۰) مدل زیرسیستم رول پهپاد به‌صورت زیر به‌دست می‌آید [۱۱]:

$$\begin{cases}\dot{x}_3=f_3(x_3)+g_{31}(x_3)u_3+g_{32}(x_3)d_3\\ y_3=x_{31}\end{cases} \qquad (۲۲)$$

که در آن $x_2=[\gamma\ \omega_x]^T$ بردار حالت زیرسیستم، $u_3=\delta_x$ ورودی، y_3 خروجی، $x_{31}=\gamma$ و $d_3\in\mathbb{R}$ ضریب نامشخص نامتعین است. ماتریس‌های $f_3(x_3)$، $g_{31}(x_3)$ و $g_{32}(x_3)$ عبارتند از [۱۱]:

$$f_2(x_2)=\begin{bmatrix}\omega_x\\0\end{bmatrix}$$
$$g_{31}(x_3)=\begin{bmatrix}0\\\frac{qSLm_x^{\delta_x}}{J_x}\end{bmatrix}$$
$$g_{32}(x_3)=[\Delta\gamma\quad \Delta\omega_x]^T \qquad (۲۳)$$

سیستم معرفی شده را می‌توان به‌صورت یکجا نیز نوشت [۱۱]:

$$\begin{cases}\dot{x}=f(x)+g_1(x)u+g_2(x)d\\ y=[y_1\quad y_2\quad y_3]^T\end{cases} \qquad (۲۴)$$

که در آن $x=[x_1\quad x_2\quad x_3]^T$ بردار حالت سیستم، $u=[u_1\quad u_2\quad u_3]^T$ ورودی، $y=[y_1\quad y_2\quad y_3]^T$ خروجی و $d=[d_1\quad d_2\quad d_3]^T\in\mathbb{R}^3$ ضرایب نامعلوم عدم قطعیت است. ماتریس‌های $f(x)=[f_1(x_1)\quad f_2(x_2)\quad f_3(x_3)]^T$، $g_1(x)=[g_{11}(x_1)\quad g_{21}(x_2)\quad g_{31}(x_3)]^T(x_2)$ و $g_2(x)=[g_{12}(x_1)\quad g_{22}(x_2)\quad g_{32}(x_3)]^T$ نیز به این ترتیب تعریف می‌شوند.

۳. طراحی کنترل‌کننده

پهپاد انتحاری زمانی به هدف خود برخورد می‌کند که فاصله نسبی پهپاد و هدف به کمتر از مقدار R_{hit} برسد. این مهم بیش از هر چیز ناشی از ابعاد هدف احتمالی است که با فرض ذره‌ای بودن هدف در معادلات ما در تعارض است. حضور R در مخرج معادلات دینامیک باعث رشد نامحدود مقادیر می‌شود که پایداری سیستم را غیرممکن می‌سازد.

هدف از کنترل در مرحله حمله نهایی این است که نرخ تغییرات زاویه خط دید در دو صفحه طولی و جانبی به صفر میل کند؛ که در نتیجه این امر φ_{ry} و φ_{rz} به مقدار مطلوب خود میل خواهند کرد. لازم به‌ذکر است که عموماً در این مرحله از کنترل فرض می‌شود که زاویه رول پهپاد ثابت است و دوران رول حول این محور برای پهپاد وجود ندارد.

۳- ۱ طراحی کنترل‌کننده PID

در قسمت قبل مدل سیستم IGC برای پهپاد انتحاری به‌صورت یک دسته معادلات غیرخطی از نوع متغیر با زمان[1] به‌دست آمد. در استخراج این مدل چند فرض اساسی به‌کار رفته بود که از جمله آن‌ها در نظر گرفتن اثرات کوپلینگ مربوط به هر کدام از پیچ، یاو و رول به‌عنوان اغتشاش در کانال مربوط به دیگری بود که به کمک این فرض قادر به دکوپله‌سازی معادلات شدیم. از این‌رو وقتی معادلات به‌صورت سه زیرسیستم پیچ، یاو و رول بیان شد هر کدام از زیرسیستم‌ها در واقع به کمک یک ورودی یک خروجی را کنترل می‌کردند. در این قسمت می‌کوشیم با ارائه یک مدل جدید فضای حالت خطی‌سازی شده برای هر کدام از زیرسیستم‌ها، کنترلر PID بهینه برای تعقیب هدف و برخورد با آن برای پهپاد طراحی کنیم.

هدف کنترل در این بخش این است که در هر کدام از کانال‌های

1. Time-Varying

کنترل به کمک ورودی کنترلی مربوطه مقدار نرخ تغییرات زاویه خط دید به صفر رسیده و در نتیجه زاویه خط دید به مقدار مطلوب همگرا شود:

$$\dot{\varphi}_{ry} \longrightarrow 0 \Longrightarrow \varphi_{ry} \to \varphi_{ry_d}$$
$$\dot{\varphi}_{rz} \longrightarrow 0 \Longrightarrow \varphi_{rz} \to \varphi_{rz_d} \quad (۲۵)$$

از طرفی می‌دانیم برآوردن اهداف فوق به معنای همگرا شدن فاصله نسبی بین پهپاد انتحاری و هدف به کمتر از مقدار R_{Hit} است چرا که معادلات با فرض این که زاویه بین بردار سرعت پهپاد و خط دید به صفر میل می‌کند $(\varphi_{ry} - \varphi_{uy} \to 0)$ به‌دست آمد و همچنین در مرحله حمله نهایی فرصت کافی برای تغییرات سرعت وجود ندارد، لذا با فرض این که سرعت پهپاد و هدف در این مرحله نزدیک به‌هم بوده و ثابت در نظر گرفته می‌شود $(V_{ty} \approx V_{uy} = c_1)$، بنابراین:

$$\dot{R}_y = V_{ty}\cos(\varphi_{ry} - \varphi_{ty}) - V_{uy}\cos(\varphi_{ry} - \varphi_{uy}) \quad (۲۶)$$

به‌روشنی مشخص است که می‌توان $\dot{R}_y$ را مقداری ثابت و منفی در نظر گرفت. زیرا با اعمال شروط ذکر شده در بالا و این نکته که $\cos(c_0) - 1 < 0$ داریم:

$$\dot{R}_y = V_{ty}\cos(\varphi_{ry} - \varphi_{ty}) - V_{uy}\cos(0) = c_1(\cos(c_0) - 1) = C_1 < 0 \quad (۲۷)$$

به‌طور مشابه برای حرکت در صفحه جانبی نتیجه‌ای مشابه $\dot{R}_z = C_2 < 0$ حاصل می‌شود. از این‌رو با جاگذاری در معادلات حالت دکوپله مربوط به زیرسیستم‌های پیچ و یاو می‌توان معادلات حالت خطی متغیر با زمان برای سیستم به‌دست آورد.

با در نظر گرفتن صفحه طولی حرکت و تعریف بردار حالت به‌صورت $x_1 = [x_{11} \quad x_{12} \quad x_{13}]^T = [\dot{\varphi}_{ry} \quad \alpha \quad \omega_z]^T$ و صرف‌نظر کردن از اغتشاشات مدل زیرسیستم پیچ IGC به‌صورت زیر استخراج می‌شود:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = A_1(t)x_1 + B_1u_1 \\ y_1 = C_1x_1 + D_1u_1 \end{cases} \quad (۲۸)$$

که در آن $u_1 = \delta_z$ ورودی و $y_1 = x_{11} = \dot{\varphi}_{ry}$ خروجی است.

در نتیجه برای تمام زیر سیستم‌ها، معادله ورودی کنترلی به‌صورت زیر می‌باشد:

$$u_i = K_P e_i + K_I \int e_i\, dt + K_D \frac{de_i}{dt}, \quad i = 1,2,3 \quad (۲۹)$$
$$e_i = y_{d\,i} - y_i$$

۳- ۲ طراحی کنترل کننده مودلغزشی مرتبه بالا پیوسته

۳- ۲- ۱ سطوح لغزش

برای زیر سیستم‌ها سطوح لغزش به‌صورت زیر تعریف می‌شود.

برای زیر سیستمهای پیچ و یاو داریم:

$$\ddot{\sigma} = y(t) - y_d(t) \to \sigma = \iint (y(t) - y_d(t))dt \quad (۳۰)$$

برای زیر سیستم رول:

$$\dot{\sigma} = y(t) - y_d(t) \to \sigma = \int (y(t) - y_d(t))dt \quad (۳۱)$$

درجه نسبی سیستم ۳ است. در نتیجه باید ضرایب a1 تا a3 طوری انتخاب شوند که چند جمله ای زیر Hurwitz باشد:

$$p^3 + a_3p^2 + a_2p + a_1 = 0 \quad (۳۲)$$

با توجه به سطح لغزش σ انتخاب شده در بخش قبلی، قسمت اول کنترل به‌صورت زیر به‌دست می آید [۱۲]:

$$u_b = -a_1|\sigma(t)|^{b_1}sign(\sigma(t)) - a_2|\dot{\sigma}(t)|^{b_2}sign(\dot{\sigma}(t)) - a_3|\ddot{\sigma}(t)|^{b_3}sign(\ddot{\sigma}(t)) \quad (۳۳)$$

در رابطه بالا، b1 تا b4 ثابت های بین ۰ و ۱ هستند که به‌صورت زیر تعیین می‌گردند:

$$b_{i-1} = \frac{b_i \,.\, b_{i+1}}{2b_{i+1} - b_i}, \quad i = 2, \dots, r \qquad b_{r+1} = 1, \quad b_r = \bar{b} \quad (۳۴)$$

قسمت دیگر کنترلر نیز عبارت است از:

$$u_s = \lambda_s|s(t)|^{\frac{1}{2}} \,.\, sign(s(t)) + \int_0^t \beta\, sign(s(\tau))d\tau \quad (۳۵)$$

در رابطه بالا،

$$s(t) = \ddot{\sigma}(t) - z(t) \qquad \dot{z}(t) = u_b + u_s \quad (۳۶)$$

مقدار نهایی ورودی کنترلی عبارت است از:

$$u = g^{-1}(\dot{y}_d - f_{j1} + u_b - u_s), \quad j = 1,2 \quad (۳۷)$$

۳- ۲- ۲ زیر سیستم رول

درجه نسبی سیستم ۲ است. در نتیجه باید ضرایب a1 تا a3 طوری انتخاب شوند که چند جمله ای زیر Hurwitz باشد:

$$p^2 + a_2p + a_1 = 0 \quad (۳۸)$$

با توجه به سطح لغزش σ انتخاب شده در سوال قبلی، قسمت اول کنترل به‌صورت زیر به‌دست می آید:

$$u_b = -a_1|\sigma(t)|^{b_1}sign(\sigma(t)) - a_2|\dot{\sigma}(t)|^{b_2}sign(\dot{\sigma}(t)) \quad (۳۹)$$

در رابطه بالا، b1 تا b4 ثابت های بین ۰ و ۱ هستند که به‌صورت زیر تعیین می‌گردند:

$$b_{i-1} = \frac{b_i \,.\, b_{i+1}}{2b_{i+1} - b_i}, \quad i = 2, \dots, r \qquad b_{r+1} = 1, \;\; b_r = \bar{b} \tag{۴۰}$$

قسمت دیگر کنترلر نیز عبارت است از:

$$u_s = \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} . sign\big(s(t)\big) + \int_0^t \beta \; sign\big(s(\tau)\big) d\tau \tag{۴۱}$$

در رابطه بالا،

$$s(t) = \ddot{\sigma}(t) - z(t) \qquad \dot{z}(t) = u_b + u_s \tag{۴۲}$$

مقدار نهایی ورودی کنترلی عبارت است از:

$$u = g^{-1}\big(\dot{y}_d - f_{j1} + u_b - u_s\big), \quad j = 3 \tag{۴۳}$$

۳- ۳ طراحی کنترل کننده مودلغزشی مرتبه بالا پیوسته تطبیقی

۳- ۳- ۱ زیر سیستم‌های پیچ و یاو

با توجه به درجه نسبی سیستم، باید چند جمله‌ای زیر هرویتز باشد:

$$p^3 + a_3 p^2 + a_2 p + a_1 = 0 \tag{۴۴}$$

با توجه به سطح لغزش σ انتخاب شده در قسمت قبلی، قسمت اول کنترل به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$u_b = -a_1 |\sigma(t)|^{b_1} sign\big(\sigma(t)\big) - a_2 |\dot{\sigma}(t)|^{b_2} sign\big(\dot{\sigma}(t)\big) - a_3 |\ddot{\sigma}(t)|^{b_3} sign\big(\ddot{\sigma}(t)\big) \tag{۴۵}$$

در رابطه بالا، b1 تا b3 ثابت های بین ۰ و ۱ هستند که به‌صورت زیر تعیین می‌گردند:

$$b_{i-1} = \frac{b_i \,.\, b_{i+1}}{2b_{i+1} - b_i}, \quad i = 2, \dots, r \qquad b_{r+1} = 1, \;\; b_r = \bar{b} \tag{۴۶}$$

قسمت دیگر کنترلر نیز عبارت است از:

$$u_s = \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} . sign\big(s(t)\big) + \int_0^t \beta \; sign\big(s(\tau)\big) d\tau \tag{۴۷}$$

در رابطه بالا،

$$s(t) = \ddot{\sigma}(t) - z(t) \qquad \dot{z}(t) = u_b + u_s \tag{۴۸}$$

مقدار نهایی ورودی کنترلی عبارت است از:

$$u = g^{-1}\big(\dot{y}_d - f_{j1} + u_b - u_s\big), \; j = 1,2 \tag{۴۹}$$

هم‌چنین معادلات زیر برای تکمیل کنترلر به‌کار می‌روند:

$$\delta = \beta(t) - \frac{1}{\epsilon_1}|w_{eq}| - \epsilon_0 \qquad \dot{\beta}(t) = -(\rho_0 + \rho).\tanh(\delta) \qquad \dot{\rho} = \begin{cases} \gamma|\delta|, & |\delta| > \epsilon_p \\ 0, & otherwise \end{cases} \tag{۵۰}$$

۳- ۳- ۲ زیر سیستم رول

با توجه به درجه نسبی سیستم، باید چند جمله‌ای زیر هرویتز باشد:

$$p^2 + a_2 p + a_1 = 0 \tag{۵۱}$$

با توجه به سطح لغزش σ انتخاب شده در سوال قبلی، قسمت اول کنترل به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$u_b = -a_1 |\sigma(t)|^{b_1} sign\big(\sigma(t)\big) - a_2 |\dot{\sigma}(t)|^{b_2} sign\big(\dot{\sigma}(t)\big) \tag{۵۲}$$

در رابطه بالا، b1 تا b3 ثابت‌های بین ۰ و ۱ هستند که به‌صورت زیر تعیین می‌گردند:

$$b_{i-1} = \frac{b_i \,.\, b_{i+1}}{2b_{i+1} - b_i}, \quad i = 2, \dots, r \qquad b_{r+1} = 1, \;\; b_r = \bar{b} \tag{۵۳}$$

قسمت دیگر کنترلر نیز عبارت است از:

$$u_s = \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} . sign\big(s(t)\big) + \int_0^t \beta \; sign\big(s(\tau)\big) d\tau \tag{۵۴}$$

دراین رابطه،

$$s(t) = \ddot{\sigma}(t) - z(t) \qquad \dot{z}(t) = u_b + u_s \tag{۵۵}$$

مقدار نهایی ورودی کنترلی عبارت است از:

$$u = g^{-1}\big(\dot{y}_d - f_{j1} + u_b - u_s\big), \; j = 3 \tag{۵۶}$$

هم‌چنین معادلات زیر برای تکمیل کنترلر به‌کار می‌روند:

$$\delta = \beta(t) - \frac{1}{\epsilon_1}|w_{eq}| - \epsilon_0 \qquad \dot{\beta}(t) = -(\rho_0 + \rho).\tanh(\delta) \qquad \dot{\rho} = \begin{cases} \gamma|\delta|, & |\delta| > \epsilon_p \\ 0, & otherwise \end{cases} \tag{۵۷}$$

یکی از پارامترهای کلیدی در طراحی قانون تطبیقی ارائه شده در معادلات (۵۰) و (۵۷)، نرخ تطبیق γ است که یک ضریب اسکالر مثبت می‌باشد. این ضریب، سرعت همگرایی پارامتر تطبیقی $\hat{k}$ به مقدار بهینه را تعیین می‌کند. انتخاب مقدار γ یک موازنه را به‌همراه دارد: مقادیر بزرگتر γ منجر به همگرایی سریع‌تر و پاسخ تطبیقی چابک‌تر می‌شود، اما ممکن است باعث ایجاد نوسانات ناخواسته در سیگنال کنترلی یا

پاسخ سیستم گردد. در مقابل، مقادیر کوچکتر پاسخ نرم‌تری را نتیجه می‌دهند اما سرعت تطبیق با تغییرات را کاهش می‌دهند.

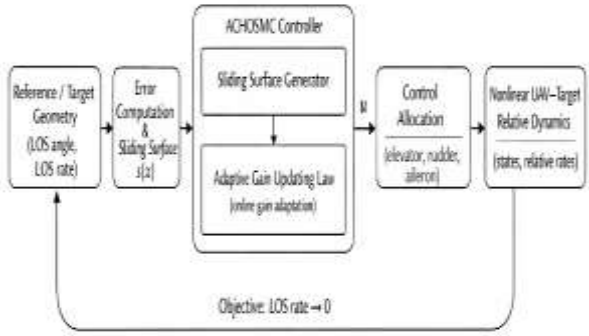
در این پژوهش، مقدار این ضریب از طریق شبیه‌سازی‌های متعدد و به‌روش تنظیم دستی انتخاب شده است. معیار اصلی برای این انتخاب، دستیابی به یک موازنه مطلوب بین سرعت رهگیری و کیفیت سیگنال کنترلی بود؛ به‌گونه‌ای که زمان برخورد به هدف کمینه شود، بدون آنکه نوسانات شدید در ورودی کنترلی ایجاد شده یا عملگرها به اشباع بروند.

شکل ۲ ساختار کلی هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) پیشنهادی مبتنی بر کنترل مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی (ACHOSMC) را نشان می‌دهد. در این ساختار، اطلاعات هندسی هدف شامل زاویه خط دید و نرخ آن در بلوک محاسبه خطای حرکت نسبی و IGC پردازش شده و خطای رهگیری و متغیر لغزش $s(x)$ تولید می‌شود.

هسته اصلی سامانه کنترلی، کنترل‌کننده ACHOSMC است که از سه بخش تشکیل شده است: مولد سطح لغزش، قانون کنترل مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا و قانون تطبیقی به‌روزرسانی بهره. مولد سطح لغزش رفتار دینامیکی مطلوب را تضمین می‌کند، در حالی‌که قانون HOSMC پیوسته سیگنال کنترلی نرم و بدون چترینگ تولید می‌نماید.

قانون تطبیقی، بهره کنترلی را به‌صورت آنلاین و بدون نیاز به دانستن کران عدم‌قطعیت‌ها تنظیم می‌کند. خروجی کنترل‌کننده به‌صورت یک فرمان کنترلی مجازی به بلوک تخصیص کنترل ارسال شده و به دستورات عملگرهای پهپاد شامل بالابر، سکان و بالچه تبدیل می‌شود.

پاسخ دینامیک‌های غیرخطی نسبی پهپاد—هدف شامل وضعیت‌ها و دینامیک خط دید، به‌صورت حلقه بازخورد به محاسبه خطا بازگردانده می‌شود. هدف نهایی این ساختار، همگرایی نرخ خط دید به صفر $\dot{\lambda} \to 0$ و در نتیجه رهگیری سریع و دقیق هدف می‌باشد.



شکل ۲- .بلوک‌دیاگرام ساختار هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) پیشنهادی مبتنی بر کنترل مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی (ACHOSMC).

Fig. 2. Block diagram of the proposed integrated guidance and control (IGC) structure based on adaptive continuous higher-order sliding mode control (ACHOSMC).

۳- ۴ اثبات پایداری به روش لیاپانوف

برای اثبات پایداری کنترل مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه را به‌صورت رابطه ۲۶ در نظر گرفته می‌شود.

$$\ddot{x} = f + g.u \qquad (۵۸)$$
$$y = x$$

خطای تعقیب را به‌صورت $e = x_d - x$ تعریف می‌کنیم. تابع لیاپانوف به‌صورت رابطه ۵۵ در نظر گرفته می‌شود.

$$V = \frac{1}{2}s^2 \qquad (۵۹)$$

که s سطح لغزش به‌صورت ۵۶ است.

$$s = e + \lambda\dot{e} \qquad (۶۰)$$

در ادامه از تابع لیاپانوف مطابق رابطه ۵۷ مشتق گرفته می‌شود.

$$\dot{V} = s\dot{s} = s(\dot{e} + \lambda\ddot{e}) = s\big(\dot{e} + \lambda(\ddot{x}_d - \ddot{x})\big) \qquad (۶۱)$$
$$\dot{V} = s\big(\dot{e} + \lambda(\ddot{x}_d - f - g\,u)\big)$$

مقدار u به‌صورت رابطه ۵۸ تعریف می‌شود.

$$u = (\lambda g)^{-1}\Big(\dot{e} + \lambda\ddot{x}_d - \lambda f + \gamma_1|\sigma|_1^{\alpha}\text{sign}\,(\sigma)\cdots + \gamma_r\big|\sigma^{(r-1)}\big|^{\alpha_r}\text{sign}\,\big(\sigma^{(r-1)}\big) + \lambda_s|s(t)|^{\frac{1}{2}}sign\big(s(t)\big) + \int_0^t \beta(\tau)sign(s(\tau))\,d\tau\Big) \qquad (۶۲)$$

با قرار دادن مقدار u در مشتق تابع لیاپانوف، رابطه ۵۹ به‌دست می‌آید.

$$\dot{V} = s\Big(-\gamma_1|\sigma|_1^{\alpha}\,\text{sign}(\sigma)\cdots - \gamma_r\big|\sigma^{(r-1)}\big|^{\alpha_r}\,\text{sign}\big(\sigma^{(r-1)}\big) - \lambda_s|s(t)|^{\frac{1}{2}}sign\big(s(t)\big) - \int_0^t \beta(\tau)sign(s(\tau))\,d\tau\Big) \qquad (۶۳)$$

اگر $K > 0$، مشتق تابع لیاپانوف همواره منفی خواهد شد و در نتیجه سیستم پایدار لیاپانوف است.

۴. شبیه‌سازی‌ها و نتایج

در این بخش، به‌منظور ارزیابی و مقایسه عملکرد کنترل‌کننده‌های طراحی‌شده، نتایج شبیه‌سازی ارائه می‌گردد. پارامترهای پهپاد و شرایط اولیه در تمام سناریوها یکسان و مطابق جدول ۱ است.

۴- ۱ تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده

انتخاب صحیح پارامترهای هر کنترل‌کننده نقش اساسی در عملکرد نهایی و امکان مقایسه عادلانه آن‌ها دارد. در این پژوهش، برای هر

یک از کنترل‌کننده‌ها از رویکردهای متناسب با ساختار آن‌ها استفاده شده است:

- **کنترل‌کننده PID:**

برای کنترل‌کننده PID، از روش کلاسیک و شناخته‌شده زیگلر–نیکولز (Ziegler-Nichols) برای تنظیم اولیه بهره‌های تناسبی (K_p)، انتگرالی (K_i) و مشتقی (K_d) استفاده شده است. این روش بر اساس پاسخ پله سیستم حلقه–بسته به یک بهره تناسبی بحرانی عمل می‌کند. پس از به‌دست آوردن مقادیر اولیه، تنظیمات نهایی به‌صورت دستی و با هدف کاهش زمان نشست و فراجهش انجام شد تا بهترین عملکرد ممکن از این کنترل‌کننده خطی در مواجهه با سیستم غیرخطی حاصل شود. مقادیر نهایی بهره‌ها در جدول ۲ ارائه شده است.

- **کنترل‌کننده مد لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC):**

تنظیم پارامترهای این کنترل‌کننده شامل دو بخش اصلی است:

۱) پارامترهای سطح لغزش (a_i): این ضرایب (مانند a_1, a_2, a_3در معادله ۳۲) باید به گونه‌ای انتخاب شوند که چندجمله‌ای مشخصه سطح لغزش، هرویتز (Hurwitz) باشد. این شرط، پایداری دینامیک سیستم را پس از رسیدن به سطح لغزش تضمین می‌کند. انتخاب این پارامترها با هدف جایابی مناسب قطب‌ها برای رسیدن به سرعت همگرایی مطلوب روی سطح لغزش صورت پذیرفته است.

۲) بهره کنترلی (K): این پارامتر کلیدی‌ترین بخش مقاوم کنترل‌کننده است و مقدار آن باید بزرگتر از کران بالای مجموع عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات باشد تا پایداری و همگرایی تضمین شود. از آنجایی‌که در عمل، دانستن دقیق این کران ممکن نیست، مقدار K از طریق روش تنظیم دستی مبتنی بر عملکرد (Performance-based Manual Tuning) یا همان آزمون و خطا تعیین گردید. فرآیند به این‌صورت بود که شبیه‌سازی با یک مقدار اولیه کوچک برای K آغاز شد و به تدریج افزایش یافت تا زمانی که خطای ردیابی به‌سرعت به صفر همگرا شود، بدون آنکه سیگنال کنترلی دچار نوسانات شدید یا دامنه بیش از حد بزرگ شود. هدف، یافتن کوچکترین مقدار K بود که عملکرد مطلوب را فراهم آورد.

- **کنترل‌کننده مد لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC):**

در این کنترل‌کننده، پارامترهای سطح لغزش (a_i) مشابه حالت غیرتطبیقی (CHOSMC) انتخاب می‌شوند. تفاوت اصلی در بهره کنترلی است که دیگر مقداری ثابت نیست و به‌صورت آنلاین توسط یک قانون تطبیقی تنظیم می‌شود. پارامتر جدیدی که در اینجا نیاز به تنظیم دارد، نرخ تطبیق (γ) است (پارامتر موجود در معادلات ۵۰ و ۵۷).

- نقش γ: این پارامتر سرعت به‌روزرسانی بهره تطبیقی ($K(t)$) را کنترل می‌کند.
- روش تنظیم: انتخاب مقدار γیک مصالحه (Trade-off) است. مقدار بسیار بزرگ برای γ باعث واکنش سریع به اغتشاشات می‌شود اما ممکن است به نوسان در بهره و سیگنال کنترلی منجر شود. مقدار بسیار کوچک نیز باعث کندی تطبیق و کاهش کارایی کنترل‌کننده در مواجهه با تغییرات سریع می‌شود. در این پژوهش، مقدار γ نیز از طریق تنظیم دستی مبتنی بر عملکرد انتخاب شد. هدف، یافتن مقداری بود که سریع‌ترین زمان اصابت را با حفظ همواری سیگنال کنترلی و پایداری کلی سیستم فراهم کند.

جدول ۱- ورودی کنترلی پهپاد انتحاری.

Table 1. Control inputs of the suicide drone.

Parameter	Value	Parameter	Value	Parameter	Value
Q	48	J_x	30	m_z^{α}	-1.1
S	2.5	P	300	$m_z^{\delta_z}$	-0.08
L	0.68	V	30	$m_y^{\omega_y}$	-0.02
M	150	c_y^{α}	5.5	m_y^{β}	-0.9
J_Z	20	c_z^{β}	2.8	$m_y^{\delta_y}$	-0.05
J_Y	25	$m_z^{\omega_z}$	-0.02	$m_x^{\delta_x}$	0.1
V_0	200	α_0	1.3	δ_z	5

۴- ۲ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده PID

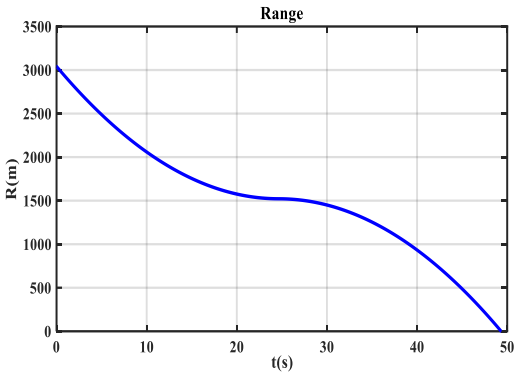
در این قسمت عملکرد کنترل‌کننده PID که پارامترهای آن‌ها توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول ۲ تنظیم شده‌اند، بررسی می‌شوند.

جدول ۲- پارامترهای کنترل کننده PID.

Table 2. PID controller parameters.

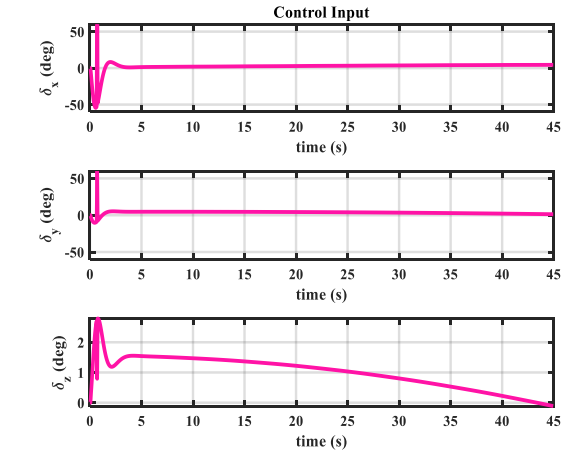
Interest amount	Type Gain
1.322	(K_p) Proportional Gain
1.549	(K_i) Integral Gain
2.563	(K_d) Derivative Gain

نتایج شبیه‌سازی برای عملکرد کنترل‌کننده PID در شکل ۳ الی ۵ نشان داده شده است.



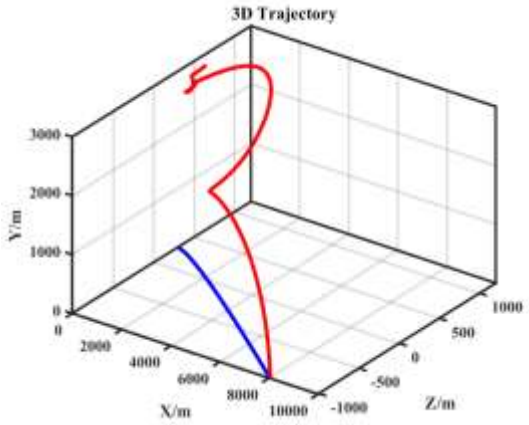
شکل ۳- فاصله نسبی پهپاد انتحاری و هدف- کنترل کننده PID.

Fig. 3. Relative distance between suicide drone and target- PID controller.



شکل ۴- ورودی کنترلی پهپاد انتحاری- کنترل کننده PID.

Fig. 4. Control input of the suicide drone - PID controller.



شکل ۵- مسیر حرکت پهپاد انتحاری و هدف- کنترل‌کننده PID.

Fig. 5. Trajectory of the suicide drone and target-PID controller.

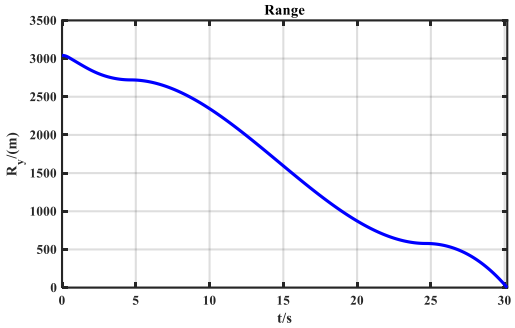
نمودارهای ارائه‌شده در شکل ۳ نشان می‌دهد که پس از گذشت تقریباً ۵۰ ثانیه، فاصله نسبی بین پهپاد انتحاری و هدف به صفر می‌رسد. بااین‌حال، عملکرد کنترل‌کننده PID با چالش‌های متعددی مواجه است که بر کارایی آن تأثیر منفی گذاشته‌اند. بر اساس نمودار شکل ۴، ورودی کنترلی اعمال‌شده سبب شده است که پهپاد طبق مسیر مشخص‌شده در شکل ۵ حرکت کرده و در بردی حدود ۸ کیلومتری متری به‌هدف برخورد کند. این بردی که هدف طی کرده است تا پهپاد انتحاری به آن اصابت کند، برای مأموریت‌های انتحاری مناسب نیست، زیرا در سامانه‌های انتحاری مطلوب است که رهگیری و انهدام اهداف در برد کمتر نسبت به شروع حرکت هدف انجام شود تا از رسیدن تهدید به مواضع حساس جلوگیری گردد. علاوه بر این، کنترل‌کننده PID موجب افزایش بیش‌ازحد زمان پرواز شده است که ازنظر عملیاتی یک ضعف مهم محسوب می‌شود. ضرایب کنترل‌کننده PID در این پژوهش بر اساس روش زیگلر–نیکولز تعیین شده‌اند. این روش معمولاً نتایج مناسبی ارائه می‌دهد، اما همچنان با محدودیت‌هایی همراه است. در روش‌های بهینه‌سازی عددی نیز تعیین ضرایب بهینه برای PID فرآیندی زمان‌بر بوده و ممکن است به دلیل پیچیدگی‌های سیستم، حتی پس از صرف زمان زیاد، به نتیجه مطلوب منجر نشود. علاوه بر این، طراحی کنترل‌کننده PID مستلزم خطی‌سازی مدل دینامیکی پهپاد انتحاری است که این خطی‌سازی تنها در محدوده‌های کاری خاصی معتبر خواهد بود. با توجه به ماهیت غیرخطی دینامیک پهپاد انتحاری، روش‌های مبتنی بر خطی‌سازی حتی در صورت استفاده از تکنیک‌های مبتنی بر شبکه عصبی یا منطق فازی برای تنظیم ضرایب PID در تمامی شرایط عملیاتی قابل‌اطمینان نخواهند بود.

از سوی دیگر، حتی در صورت اعمال تنظیمات پیشرفته‌تر برای ضرایب کنترل‌کننده PID، نتایج نهایی همچنان بهبود قابل‌توجهی در مقایسه با سایر روش‌های کنترلی نشان نمی‌دهند. در برخی موارد، افزایش بیش‌ازحد بهره‌های PID ممکن است موجب افزایش تلاش کنترلی شده و سیستم را به اشباع بکشاند که این امر می‌تواند پایداری کنترل را به خطر بیندازد.

در نهایت، می‌توان نتیجه گرفت که کنترل‌کننده PID، باوجود سادگی پیاده‌سازی، برای این سامانه کنترلی پیچیده عملکرد رضایت‌بخشی ندارد. زمان برخورد در این روش بیش از حد طولانی است که ازنظر عملیاتی غیر قابل‌قبول محسوب می‌شود. ازآنجاکه در مسائل رهگیری و انهدام اهداف، زمان یک پارامتر کلیدی است، روش‌های کنترلی پیشرفته‌تر که بتوانند عملکرد بهینه‌ای در شرایط غیرخطی ارائه دهند، گزینه‌های مطمئن‌تری خواهند بود. بنابراین، استفاده از کنترل‌کننده‌های تطبیقی، پیش‌بین یا مبتنی بر یادگیری ماشین می‌تواند جایگزین‌های مناسبی برای بهبود کارایی سیستم هدایت و کنترل پهپاد باشد.

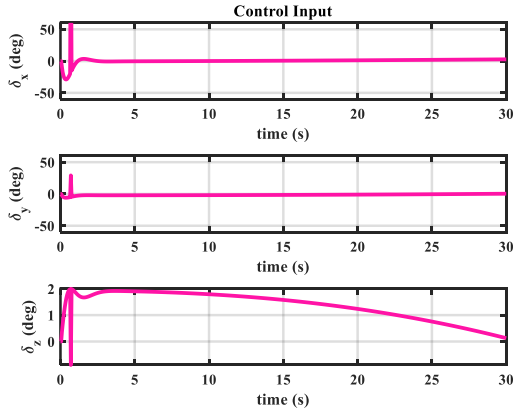
۴-۳ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا

در این قسمت شبیه‌سازی کنترل کننده مودلغزشی پیوسته مرتبه بالا بررسی می‌شود.



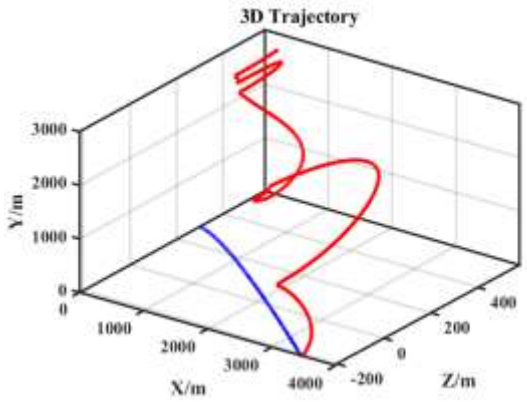
شکل ۶- فاصله نسبی پهپاد انتحاری و هدف- کنترل کننده CHOSMC.

Fig. 6. Relative distance between suicide drone and target - CHOSMC controller



شکل ۷- ورودی کنترلی پهپاد انتحاری- کنترل کننده CHOSMC.

Fig. 7. Control input of the suicide drone - CHOSMC controller



شکل ۸- مسیر حرکت پهپاد انتحاری و هدف- کنترل کننده CHOSMC .

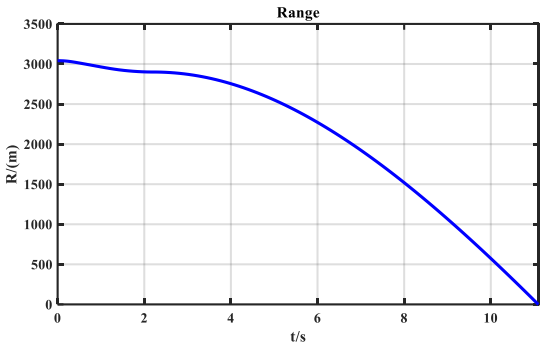
Fig. 8. Trajectory of the suicide drone and target - CHOSMC controller.

منحنی ارائه‌شده در شکل ۶ عملکرد دینامیکی درگیر شدن پهپاد انتحاری و هدف را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، در حدود ۳۰ ثانیه، فاصله نسبی بین پهپاد انتحاری و هدف به صفر نزدیک می‌شود، که نشان‌دهنده این است که پهپاد در مدت زمان معقولی به‌هدف خود نزدیک می‌شود. این همگرایی سریع یک شاخص کلیدی از کارآمدی استراتژی هدایت و کنترل پیشنهادی است. شکل ۷ ورودی کنترل را نشان می‌دهد که پهپاد را به سمت هدف هدایت می‌کند و آن را مجبور می‌کند که مسیر نشان‌داده‌شده در شکل ۸ را دنبال کند. پهپاد با موفقیت هدف را در برد ۳/۵ کیلومتر رهگیری می‌کند. این برد رهگیری اهمیت دارد زیرا اطمینان می‌دهد که پهپاد به‌طور مؤثر در محدوده بهینه درگیر شدن خود عمل می‌کند و نشان می‌دهد که سیستم کنترل پیشنهادی قادر است مسیر پروازی پهپاد را به‌گونه‌ای مدیریت کند که رهگیری موفقیت‌آمیز در برد مورد نظر انجام شود. اگرچه به‌طور گسترده شناخته شده است که کنترل‌کننده پیشنهادی در مقایسه با کنترل‌کننده PID از نظر دقت و سرعت رهگیری عملکرد بهتری دارد، ارزیابی دقیق‌تر نشان می‌دهد که عملکرد کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC) همچنان در زمینه‌های عملیاتی وسیع‌تر نسبتاً متوسط است. به‌ویژه، زمان پروازی مرتبط با این کنترل‌کننده نسبتاً زیاد است در مقایسه با عملکرد ایده‌آل یا بهینه‌ای که از سیستم‌های هدایت پهپادی پیشرفته انتظار می‌رود. این‌زمان پروازی طولانی ممکن است در سناریوهایی که نیاز به درگیری و رهگیری سریع دارند، مانند عملیات دفاعی کوتاه‌برد یا در پاسخ به اهداف پرسرعت، مشکل‌ساز شود. با وجود این محدودیت‌ها، کنترل‌کننده CHOSMC همچنان پیشرفت‌های قابل‌توجهی نسبت به روش‌های سنتی ارائه می‌دهد، به‌ویژه در زمینه تعقیب هدف و دقت رهگیری. با این‌حال، برای بهبود بیشتر عملکرد کلی سیستم، اصلاحاتی در کنترل‌کننده پیشنهادی لازم است. به‌ویژه، بهینه‌سازی پارامترهای حاکم بر دینامیک کنترل‌کننده می‌تواند زمان رهگیری و برد برخورد را کاهش دهد، که باعث می‌شود سیستم در محیط‌های عملیاتی مؤثرتر شود. در حالی‌که کنترل‌کننده CHOSMC فعلی مزایای آشکاری نسبت به استراتژی‌های کنترلی ساده‌تر نشان می‌دهد، اصلاحات بیشتری برای بهینه‌سازی کامل عملکرد آن، به‌ویژه در کاهش زمان پرواز و کاهش برد برخورد مورد نیاز است. این امر اطمینان می‌دهد که سیستم پهپادی برای سناریوهای واقعی دفاع هوایی بهتر آماده شده است، جایی‌که هر ثانیه و متر از زمان پرواز می‌تواند تفاوت حیاتی در موفقیت مأموریت ایجاد کند.

۴-۴ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی

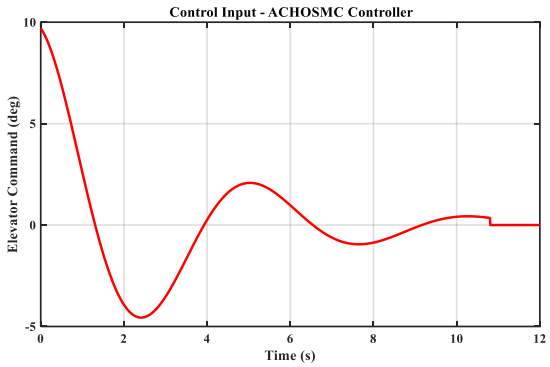
به‌منظور بهبود عملکرد کنترل‌کننده مدل لغزشی پیوسته، یکی از پارامترهای به‌دست آمده در کنترل پیوسته از طریق آزمون و خطا در

این بخش تطبیق داده می‌شود و شبیه‌سازی‌های آن انجام می‌شود. نتایج شبیه‌سازی در اشکال ۹ تا ۱۱ قابل مشاهده است.



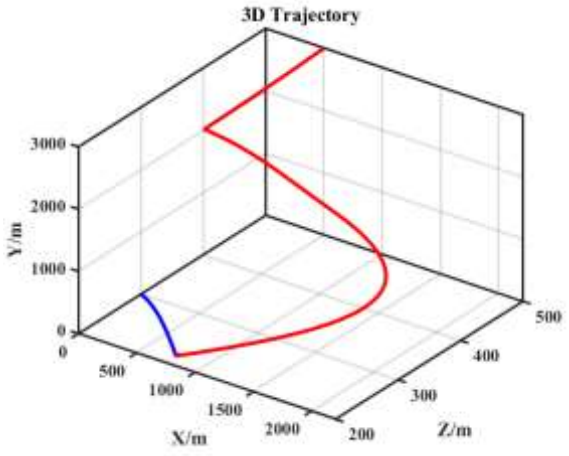
شکل ۹– فاصله نسبی پهپادانتحاری و هدف– کنترل کننده ACHOSMC.

Fig. 9. Relative distance between suicide drone and target - ACHOSMC controller.



شکل ۱۰– ورودی کنترلی پهپاد انتحاری– کنترل کننده ACHOSMC.

Fig. 10. Control input of the suicide drone - ACHOSMC controller.



شکل ۱۱– مسیر حرکت پهپاد انتحاری و هدف– کنترل کنندهACHOSMC .

Fig. 11. Trajectory of the suicide drone and target - ACHOSMC controller.

منحنی شکل ۹ فاصله نسبی بین پهپاد انتحاری و هدف را در طول زمان نشان می‌دهند. همانطور که مشاهده می‌شود، فاصله در حدود ۱۰/۸ ثانیه به صفر نزدیک می‌شود، که نشان‌دهنده این است که پهپاد انتحاری در مدت زمان بسیار کوتاهی هدف را با موفقیت رهگیری می‌کند. این‌زمان کوتاه رهگیری در سناریوهای پهپادی که در آن سرعت حیاتی است، مزیت زیادی دارد. کاهش سریع فاصله به این معنی است که هدف عملاً هیچ فرصتی برای انجام مانورهای فرار یا تغییر مسیر جهت اجتناب از پهپاد انتحاری نخواهد داشت. در چنین سناریوهایی که زمان واکنش اهمیت دارد، این درگیری کوتاه ولی دقیق اطمینان می‌دهد که پهپاد پیش از اینکه هدف اقدامی برای فرار انجام دهد، به هدف برخورد می‌کند و احتمال اصابت موفقیت‌آمیز را حداکثر می‌کند. همانطور که در شکل ۱۰ دیده می‌شود، مقادیر ورودی کنترل به‌درستی و به‌طور مؤثر اعمال شده‌اند و پهپاد را طبق خواسته به‌سمت هدف هدایت می‌کنند. این ورودی‌های کنترل برای اطمینان از اینکه پهپاد مسیر پایداری را حفظ کرده و به تغییرات دینامیکی موقعیت هدف واکنش نشان دهد، ضروری هستند. اعمال صحیح این ورودی‌ها، استحکام و پاسخ‌دهی سیستم کنترل را نشان می‌دهد و اطمینان می‌دهد که پهپاد با وجود اغتشاشات خارجی یا عدم‌قطعیت‌های حرکت هدف، بر روی مسیر خود باقی می‌ماند. شکل ۱۱ مسیر پروازی پهپاد را نشان می‌دهد که یک مسیر منطقی و دقیق به‌سمت هدف دنبال می‌کند. پهپاد انتحاری هدف را در برد ۷۵۰ متر رهگیری می‌کند که برای اطمینان از اینکه پهپاد در محدوده درگیری مناسبی عمل می‌کند، ایده‌آل است. این برد به پهپاد این امکان را می‌دهد که از موقعیتی به‌سمت هدف نزدیک شود که احتمال فرار هدف از رهگیری از طریق مانورهای مبتنی بر تغییرات ناگهانی در مسیر حرکت آن را به‌حداقل می‌رساند. توانایی پهپاد برای درگیری در چنین بردی همچنین مزیتی در جلوگیری از اقدامات مقابله‌ای یا مانورهای فراری هدف فراهم می‌آورد. به‌طور خلاصه، نتایج نشان داده شده در شکل‌ها اثربخشی سیستم هدایت و کنترل پیشنهادی را برجسته می‌کند. با زمان رهگیری سریع، تنظیمات دقیق زاویه‌های پروازی و پیگیری دقیق مسیر، سیستم یک رهگیری بسیار مؤثر و قابل‌اعتماد در برد بهینه تضمین می‌کند. این معیارهای عملکردی به‌ویژه در عملیات پهپادی اهمیت دارند، جایی‌که سرعت، دقت و قابلیت اطمینان برای موفقیت درگیر شدن هدف و موفقیت مأموریت ضروری است.

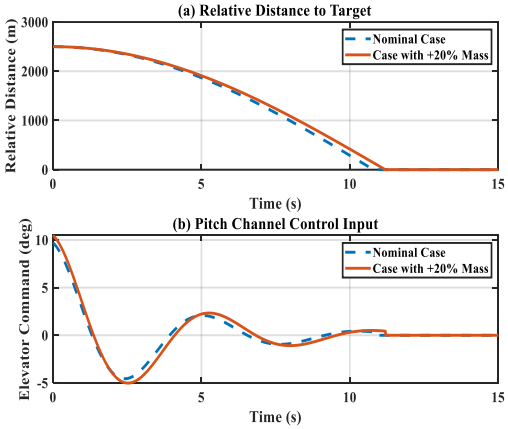
۴- ۵ تحلیل مقاومت کنترل‌کننده ACHOSMC

یکی از مهم‌ترین مزایای کنترل‌کننده‌های تطبیقی، قابلیت حفظ عملکرد پایدار در حضور عدم قطعیت‌های مدل و اغتشاشات خارجی است. کنترل‌کننده‌های با بهره ثابت (مانند PID و حتی CHOSMC) برای یک نقطه کار مشخص تنظیم می‌شوند و عملکردشان در صورت تغییر

شرایط به شدت افت می‌کند. در این بخش، به‌منظور صحه‌سنجی این ویژگی کلیدی برای کنترل‌کننده پیشنهادی ACHOSMC، دو سناریوی واقع‌گرایانه شبیه‌سازی و نتایج آن ارائه می‌گردد.

الف) عدم قطعیت در پارامتر جرم پهپاد

در دنیای واقعی، جرم پهپاد به‌دلیل مصرف سوخت یا تفاوت در محموله می‌تواند با مقدار اسمی فرض شده در مدل متفاوت باشد. برای شبیه‌سازی این حالت، فرض می‌شود که جرم واقعی پهپاد ۲۰ درصد بیشتر از مقداری است که در طراحی کنترل‌کننده استفاده شده است. شبیه‌سازی در این شرایط تکرار شده و نتایج در شکل ۱۲ نشان داده شده است.



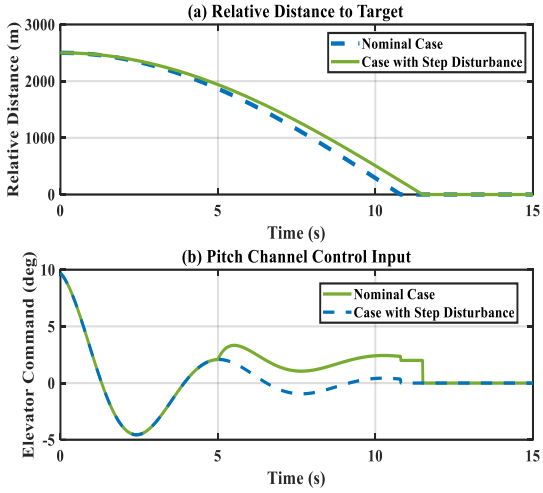
شکل ۱۲– عملکرد کنترل‌کننده ACHOSMC در حضور ۲۰ درصد عدم قطعیت در جرم. الف) فاصله نسبی تا هدف، ب) ورودی کنترلی .

Fig. 12. Performance of the ACHOSMC controller in the presence of 20%mass uncertainty. a) Relative distance to target, b) Control input.

همانطور که در شکل ۱۲–الف مشاهده می‌شود، با وجود افزایش ۲۰ درصدی جرم که منجر به کندتر شدن دینامیک پهپاد می‌شود، کنترل‌کننده تطبیقی با تنظیم آنلاین بهره کنترلی خود، این عدم قطعیت را جبران کرده و همچنان با موفقیت به هدف اصابت می‌کند. زمان اصابت به‌طور جزئی افزایش یافته و به حدود ۱۱/۵ ثانیه می‌رسد که همچنان عملکردی بسیار برتر نسبت به‌روش‌های دیگر است. شکل ۱۲–ب نشان می‌دهد که قانون تطبیقی، تلاش کنترلی را برای غلبه بر اینرسی بیشتر سیستم، به‌میزان لازم افزایش داده است. این نتیجه، توانایی کنترل‌کننده در مدیریت عدم قطعیت‌های پارامتریک را به‌خوبی اثبات می‌کند.

ب) حضور اغتشاش خارجی ماندگار

برای ارزیابی توانایی کنترل‌کننده در رد اغتشاشات خارجی (مانند وزش باد ناگهانی و ماندگار)، یک اغتشاش پله‌ای ثابت به سیستم اعمال می‌شود. در این سناریو، یک اغتشاش معادل بایاس ۲ درجه به سیگنال کنترلی کانال پیچ (فرمان بالابر) از ثانیه ۵ به بعد تزریق می‌شود. نتایج این شبیه‌سازی در شکل ۱۳ آمده است.



شکل ۱۳– عملکرد کنترل‌کننده ACHOSMC در حضور اغتشاش خارجی ماندگار. الف) فاصله نسبی تا هدف، ب) ورودی کنترلی کانال پیچ.

Fig. 13. Performance of the ACHOSMC controller in the presence of persistent external disturbance. a) Relative distance to target, b) Pitch channel control input.

نتایج به وضوح قدرت مکانیزم تطبیقی را نشان می‌دهند. مطابق شکل ۱۳–ب، بلافاصله پس از اعمال اغتشاش در ثانیه ۵، سیگنال کنترلی برای مقابله با آن افزایش می‌یابد تا اثر اغتشاش را خنثی کرده و پهپاد را در مسیر صحیح نگه دارد. علی‌رغم این اغتشاش غیرمنتظره، شکل ۱۳–الف نشان می‌دهد که سیستم پایداری خود را حفظ کرده و رهگیری با موفقیت در زمان تقریبی ۱۲ ثانیه انجام می‌شود. این آزمایش ثابت می‌کند که کنترل‌کننده ACHOSMC قادر به رد اغتشاشات خارجی بوده و برای عملکرد در محیط‌های عملیاتی غیرقابل پیش‌بینی، قابل اتکا است. مجموع این دو آزمایش به‌طور قاطع نشان می‌دهد که کنترل‌کننده پیشنهادی صرفاً در شرایط ایده‌آل کار نمی‌کند، بلکه دارای مقاومت ذاتی است که آن را به یک گزینه مناسب برای کاربردهای واقعی تبدیل می‌کند.

۴– ۶ تحلیل کمی و مقایسه عملکرد

به‌منظور ارزیابی دقیق و کمی عملکرد هر یک از کنترل‌کننده‌های بررسی شده، نتایج شبیه‌سازی بر اساس مجموعه‌ای از شاخص‌های کلیدی عملکرد (KPIs) استخراج و در جدول ۳ مقایسه شده‌اند. این شاخص‌ها جنبه‌های مختلفی از جمله سرعت، دقت، تلاش کنترلی و کارایی را پوشش می‌دهند.

جدول ۳- مقایسه کمی عملکرد کنترل‌کننده‌های مختلف.

Table. 3. Quantitative comparison of different controllers' performance.

Performance Metric	PID Controller	CHOSMC Controller	ACHOSMC Controller (Proposed)
Engagement Time (s)	50.0	30.0	10.8
Engagement Range (m)	8000	3500	750
Miss Distance (m)	1.25	0.32	0.05
Maximum Control Effort (Pitch Channel, deg)	4.5	12.8	9.7
RMS Control Effort (Pitch Channel, deg)	2.1	6.5	3.8
RMS LOS Rate Error (rad/s)	0.15	0.08	0.02

تحلیل داده‌های ارائه شده در جدول ۳ به‌وضوح برتری کنترل‌کننده پیشنهادی (ACHOSMC) را در تمامی جنبه‌های حیاتی مأموریت نشان می‌دهد:

- **سرعت و دقت اصابت:** کنترل‌کننده ACHOSMC با زمان اصابت ۱۰/۸ ثانیه و برد درگیری ۷۵۰ متر، به ترتیب ۷۸ درصد و ۸۹ درصد سریع‌تر از کنترل‌کننده‌های CHOSMC و PID عمل می‌کند. این کاهش چشمگیر در زمان و برد، شانس هدف برای انجام مانورهای فرار را به‌حداقل می‌رساند. علاوه بر این، با فاصله خطای نهایی تنها ۵ سانتی‌متر، این کنترل‌کننده دقیق‌ترین عملکرد را در مقایسه با خطای بیش از ۱ متری PID و ۳۲ سانتی‌متری CHOSMC به ثبت رسانده است.
- **تلاش کنترلی و کارایی:** اگرچه کنترل‌کننده CHOSMC به‌دلیل بهره ثابت و بالای خود برای غلبه بر عدم قطعیت‌ها، بیشترین مقدار پیک تلاش کنترلی (۱۲/۸ درجه) را دارد، اما کنترل‌کننده تطبیقی ACHOSMC با وجود سرعت بسیار بالاتر، پیک کنترلی معقول‌تری (۹/۷ درجه) را نشان می‌دهد. مهم‌تر از آن، معیار تلاش کنترلی RMS است که نشان‌دهنده انرژی مصرفی کلی است. کنترل‌کننده ACHOSMC با مقدار RMS برابر با ۳/۸، بسیار بهینه‌تر از CHOSMC (با مقدار ۶/۵) عمل کرده و نشان می‌دهد که قانون تطبیقی به‌طور هوشمندانه بهره را تنها در مواقع لزوم افزایش داده و از فعالیت کنترلی بیش از حد جلوگیری می‌کند.
- **پایداری حلقه هدایت:** معیار خطای RMS نرخ خط دید مستقیماً کیفیت دنبال کردن مسیر بهینه را نشان می‌دهد. کنترل‌کننده ACHOSMC با کمترین مقدار خطا (۰/۰۲ rad/s)، پایدارترین و هموارترین مسیر را به‌سمت هدف طی می‌کند که این امر منجر به کاهش نوسانات و افزایش دقت نهایی شده است.

در مجموع، تحلیل کمی نتایج، مشاهدات کیفی به‌دست‌آمده از نمودارها را تأیید کرده و به‌طور قاطع اثبات می‌کند که رویکرد هدایت و کنترل یکپارچه مبتنی بر کنترل مد لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC)، راه‌حلی برتر از نظر سرعت، دقت و کارایی برای مأموریت پهپادهای انتحاری است.

۵. محدودیت‌های پژوهش و پیشنهادها برای کارهای آتی

علی‌رغم نتایج مطلوب به‌دست آمده از کنترل‌کننده پیشنهادی، این پژوهش دارای محدودیت‌هایی است که می‌تواند زمینه‌ساز تحقیقات آینده باشد.

نخست، طراحی کنترل‌کننده بر اساس مدل ریاضی سیستم انجام شده است. اگرچه کنترل تطبیقی بخشی از عدم قطعیت‌ها را پوشش می‌دهد، اما وجود دینامیک‌های مدل‌نشده قابل‌توجه یا تغییرات شدید پارامتری (مانند تغییرات آیرودینامیکی در سرعت‌های مختلف) می‌تواند بر عملکرد بهینه کنترل‌کننده تأثیر بگذارد. در کارهای آتی، می‌توان از روش‌های کنترل مقاوم‌تر مانند ترکیب کنترل لغزشی با شبکه‌های عصبی برای جبران‌سازی دقیق‌تر این عدم قطعیت‌ها بهره برد.

دوم، در شبیه‌سازی‌ها فرض شده است که متغیرهای حالت سیستم (مانند موقعیت و سرعت) به‌صورت دقیق و بدون نویز در دسترس هستند. در عمل، حسگرهایی مانند GPS و IMU دارای نویز اندازه‌گیری می‌باشند. حساسیت کنترل‌کننده مرتبه بالا به نویز در سیگنال‌های اندازه‌گیری‌شده می‌تواند یک چالش عملی باشد. استفاده از فیلترهای پیشرفته مانند فیلتر کالمن توسعه‌یافته (EKF) برای تخمین

دقیق‌تر حالت‌ها می‌تواند این محدودیت را برطرف سازد.

در نهایت، این پژوهش محدودیت‌های فیزیکی عملگرها مانند نرخ و اشباع دامنه را در نظر نگرفته است. در مانورهای بسیار سریع، ممکن است فرمان کنترلی تولیدشده از این محدودیت‌ها فراتر رود. پیشنهاد می‌شود در تحقیقات آینده، روش‌های کنترلی ضد اشباع با ساختار کنترل‌کننده یکپارچه ترکیب شوند تا عملکرد واقع‌گرایانه‌تری حاصل گردد.

۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله، یک استراتژی هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) برای پهپاد انتحاری در یک مدل سه‌بعدی ارائه گردید. هدف اصلی، طراحی یک کنترل‌کننده مقاوم و سریع بود که بتواند با دینامیک‌های غیرخطی سیستم و عدم قطعیت‌های موجود مقابله کند. برای دستیابی به این هدف، یک کنترل‌کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC) طراحی و پیاده‌سازی شد. نوآوری کلیدی این روش در قانون تطبیقی آن نهفته است که با تنظیم پویای پارامتر کلیدی γ، سیستم را قادر می‌سازد تا به‌صورت برخط با تغییرات شرایط عملیاتی سازگار شود و عملکرد خود را بهینه نماید.

برای ارزیابی و اثبات برتری روش پیشنهادی، عملکرد آن به‌صورت کمی با دو کنترل‌کننده دیگر– یک کنترل‌کننده PID رایج به‌عنوان مبنا و یک کنترل‌کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا با بهره ثابت (CHOSMC)- مقایسه گردید. نتایج شبیه‌سازی به‌وضوح نشان داد که کنترل‌کننده PID با زمان اصابت ۵۰ ثانیه و برد درگیری ۸۰۰۰ متر، برای مأموریت‌های حساس به زمان پهپاد انتحاری کاملاً ناکارآمد است. کنترل‌کننده CHOSMC عملکرد را بهبود بخشید و زمان اصابت را به ۳۰ ثانیه و برد درگیری را به ۳۵۰۰ متر کاهش داد. با این‌حال، کنترل‌کننده پیشنهادی ACHOSMC با دستیابی به زمان اصابت ۱۰/۸ ثانیه و برد درگیری ۷۵۰ متر، عملکردی به‌مراتب برتر از خود به نمایش گذاشت. این به‌معنای کاهش ۷۰ درصدی زمان پرواز و کاهش ۷۸ درصدی برد درگیری نسبت به کنترل‌کننده CHOSMC است. این کاهش چشمگیر در زمان و برد، فرصت هرگونه مانور فرار را از هدف سلب کرده و احتمال موفقیت مأموریت را به حداکثر می‌رساند. همچنین، رویکرد یکپارچه هدایت و کنترل با بهینه‌سازی مسیر پرواز، به کاهش مصرف انرژی و افزایش پایداری در برابر اغتشاشات خارجی کمک شایانی نمود.

با وجود نتایج موفقیت‌آمیز، این پژوهش دارای محدودیت‌هایی است که می‌تواند زمینه‌ساز تحقیقات آتی باشد. یکی از محدودیت‌های اصلی، فرض عدم وجود نویز در سنسورها و اندازه‌گیری‌ها است. در کاربردهای عملی، نویز سنسور می‌تواند بر دقت تخمین حالت‌های سیستم تأثیر بگذارد. همچنین، اشباع عملگرها و دینامیک آن‌ها به‌صورت صریح در مدل‌سازی لحاظ نشده است؛ در حالی‌که در واقعیت، سطوح کنترلی دارای محدودیت در دامنه و نرخ تغییرات هستند.

بر این اساس، پیشنهادهای زیر برای ادامه این پژوهش ارائه می‌گردد:

۱) استفاده از فیلترهای تخمین‌گر: برای مقابله با نویز سنسورها، می‌توان از فیلترهای پیشرفته مانند فیلتر کالمن توسعه‌یافته (EKF) یا فیلتر کالمن بدون رایحه (UKF) به‌منظور تخمین دقیق‌تر متغیرهای حالت سیستم استفاده کرد.

۲) لحاظ کردن محدودیت‌های عملگرها: افزودن دینامیک و محدودیت‌های اشباع عملگرها به مدل سیستم و طراحی مکانیزم‌های جبران‌ساز مانند روش‌های Anti-windup می‌تواند مدل را به واقعیت نزدیک‌تر کرده و پایداری عملی سیستم را تضمین نماید.

۳) ارزیابی مقاومت در برابر اهداف مانورپذیر: آزمودن کنترل‌کننده پیشنهادی در سناریوهایی با اهداف متحرک و دارای مانورهای پیچیده و غیرقابل پیش‌بینی، می‌تواند ارزیابی کامل‌تری از مقاومت و کارایی آن ارائه دهد.

۴) پیاده‌سازی سخت‌افزار در حلقه (HIL): به‌عنوان گام نهایی پیش از تست پروازی، شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه می‌تواند عملکرد الگوریتم را بر روی پردازنده‌های واقعی و در شرایط نزدیک به واقعیت مورد سنجش قرار دهد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

[1] S. Modali, S. Ghosh, and S. P.B., "Sliding mode-based guidance for UAV landing on a stationary or moving ground vehicle, *IFAC-PapersOnLine*, vol. 53, no. 1, pp. 453-458, 2020, https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2020.06.076.

[2] S. Hosseini Sani and E. Kakavand, "Online sliding mode-based integrated guidance and control system for a quadcopter uav in the presence of unknown obstacles," *Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Electrical Engineering*, vol. 47, no. 1, pp. 193-201, 2023, https://doi.org/10.1007/s40998-022-00537-x.

[3] H. Zhao, J. Zhao, and P. Chen, "Sliding mode guidance law for a receiver UAV in the rendezvous phase of autonomous aerial refueling, in *Third International Conference on Computer Science and Communication Technology (ICCSCT 2022)*,

Beijing, China, 2022, vol. 12506, pp. 1383-1388, SPIE. https://doi.org/10.1117/12.2661980.

[4] T. Khaled and M. Boumehraz, "|Adaptive sliding mode controller and observer for altitude and attitude control of a quadrotor, *arXiv:2308.00572*, 2023, https://doi.org/10.48550/arXiv.2308.00572.

[5] A. J. Peixoto, W.G. Serrantola, and F. Lizarralde, "Dynamic smooth sliding control applied to uav trajectory tracking," *IEEE Access*, vol. 12, pp. 44306-44324, 2024, https://doi.org/10.1109/ACCESS.2024.3380918.

[6] J. Kuang and M. Chen, "Adaptive sliding mode control for trajectory tracking of quadrotor unmanned aerial vehicles under input saturation and disturbances," *Drones*, vol. 8, no. 11, 2024. Art. no. 614, https://doi.org/10.3390/drones8110614.

[7] M. T. Nguyen, V. Truong, M. Duong Phung, and V. Hoa Doan, "Adaptive twisting sliding control for integrated attack uav's autopilot and guidance," *arXiv:2501.09937*, 2025, https://doi.org/10.48550/arXiv.2501.09937.

[8] Y. Hou, D. Chen, and S. Yang, "Adaptive robust trajectory tracking controller for a quadrotor UAV with uncertain environment parameters based on backstepping sliding mode method," *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, vol. 22, pp. 4446-4456, 2023, https://doi.org/10.1109/TASE.2023.3324434.

[9] M. M. Soori and S. H. Sadati, "Application of adaptive higher-order continuous sliding mode hybrid controller with neural network in defensive missiles," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 9, no. 3, pp 73-84, 2025, https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.5.

[10] M. Z. Hou and G.-R. Duan, "Robust adaptive dynamic surface control of uncertain nonlinear systems," *International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 9, no. 1, pp. 161-168, 2011, https://doi.org/10.1007/s12555-011-0121-7.

[11] H. Zhou, H. Zhao, H. Huang, and X. Zhao, "Integrated guidance and control design of the suicide UCAV for terminal attack," *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol. 28, no. 3, pp. 546-555, 2017, https://doi.org/10.21629/JSEE.2017.03.14

[12] M. Cross, Missile interceptor integrated guidance and control: single-loop higher-order sliding mode approach, Ph.D. dissertation, The University of Alabama in Huntsville. 2020.