



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 10, No. 1, pp. 27-44, 2026

<https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.3>

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



Original Research Paper

# Adaptive Control of Missile Defense Systems in Three-Dimensional Space Using Higher-Order Continuous Sliding Mode Control to Counter Moving Threats

Mohammad Mahdi Soori  and Seyed Hossein Sadati\* 

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

## ARTICLE INFO

### Article History:

Received 17 May 2025

Revised 23 July 2025

Accepted 24 September 2025

Available Online 20 October 2025

### Keywords:

Adaptive control

Continuous sliding mode

Moving threats

Three-dimensional space

## ABSTRACT

This study presents an advanced guidance and control strategy for flying vehicles engaged in target interception, employing an adaptive higher-order continuous sliding mode controller (HOSMC) in a three-dimensional operational framework. The approach enhances overall accuracy and performance by integrating guidance and control subsystems while reducing system design complexity and associated costs. Three higher-order sliding mode controller variants are introduced: quasi-continuous (QSMC), continuous (HOSMC), and adaptive continuous (ACHOSMC), each tailored to address specific interception challenges. The core innovation lies in the adaptive continuous controller, which dynamically tunes two key parameters in real time to accommodate evolving environmental conditions and target dynamics. Simulation results confirm the superior performance of the proposed controller over conventional PID methods, demonstrating increased missile range and reduced time-to-interception. The method further improves mission success by optimizing trajectory planning, increasing energy efficiency, and minimizing fuel consumption. Robustness against external disturbances and dynamic uncertainties is validated through simulation under variable conditions. This work underscores the controller's applicability in both military and civilian aerospace systems, where precision, adaptability, and reliability are essential. The proposed controller offers strong potential for deployment in air defense missions involving fast-moving, unpredictable threats requiring high-speed, high-accuracy interception.

\* Corresponding Author's E-mail: [sadati@kntu.ac.ir](mailto:sadati@kntu.ac.ir)

## How to Cite this Article:

M. M. Soori and S. H. Sadati, "Adaptive control of missile defense systems in three-dimensional space using higher-order continuous sliding mode control to counter moving threats," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 27-44, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.3>.

## COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. 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/).



# کنترل تطبیقی سامانه‌های دفاعی موشکی در فضای سه‌بعدی با استفاده از کنترل لغزشی پیوسته مرتبه بالا برای مقابله با تهدیدات متحرک

محمد مهدی سوری<sup>۱</sup> و سید حسین ساداتی<sup>۲\*</sup>

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

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

## چکیده

در این مقاله، یک استراتژی نوآورانه برای هدایت و کنترل وسیله پروازی درگیر در رهگیری هدف با استفاده از کنترل کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (HOSMC) برای یک سیستم سه‌بعدی معرفی می‌شود. این رویکرد با یکپارچی زیرسیستم‌های هدایت و کنترل، دقت و عملکرد سیستم را بهینه کرده و هزینه‌های طراحی را کاهش می‌دهد. در این مقاله، سه نوع کنترل کننده لغزشی مرتبه بالا معرفی می‌شود: شبه پیوسته، پیوسته و پیوسته تطبیقی پیشرفته، که هر کدام برای حل چالش‌های خاص در رهگیری هدف طراحی شده‌اند. نوآوری اصلی در کنترل کننده پیوسته تطبیقی پیشرفته است که دو پارامتر بحرانی را به‌طور دینامیک و در زمان واقعی تنظیم می‌کند. این ویژگی به سیستم اجازه می‌دهد تا با شرایط متغیر محیطی و رفتارهای هدف پویا تطبیق یابد. شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهند که کنترل کننده پیشنهادی نسبت به کنترل کننده‌های PID عملکرد بهتری دارد و موجب افزایش برد موشک و کاهش زمان برخورد می‌شود. همچنین، این رویکرد با بهینه‌سازی مسیر، بهره‌وری انرژی و کاهش مصرف سوخت، موفقیت مأموریت را ارتقا می‌دهد. نتایج شبیه‌سازی به‌طور مؤثری توانایی کنترل کننده پیشنهادی را در برابر اغتشاشات خارجی و شرایط متغیر نشان می‌دهد. این مقاله اهمیت این روش را در سیستم‌های هوایی نظامی و غیرنظامی که در آن‌ها دقت، قابلیت تطبیق و قابلیت اطمینان از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، برجسته می‌کند. این روش می‌تواند به‌طور گسترده در مأموریت‌های مختلف دفاع هوایی مورد استفاده قرار گیرد.

## اطلاعات مقاله

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۷ اردیبهشت ۱۴۰۴

بازنگری ۰۱ مرداد ۱۴۰۴

پذیرش ۰۲ مهر ۱۴۰۴

اولین انتشار ۲۸ مهر ۱۴۰۴

### واژه‌های کلیدی:

کنترل تطبیقی  
کنترل لغزشی پیوسته  
تهدیدات متحرک  
فضای سه بعدی

\* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [sadati@kntu.ac.ir](mailto:sadati@kntu.ac.ir)

### How to Cite this Article:

M. M. Soori and S. H. Sadati, "Adaptive control of missile defense systems in three-dimensional space using higher-order continuous sliding mode control to counter moving threats," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 27-44, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.3>.

### COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. 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

در رویکرد هدایت و کنترل یکپارچه، فرآیندهای هدایت و کنترل به‌جای آنکه به‌صورت جداگانه عمل کنند، در یک چارچوب هماهنگ و یکپارچه ادغام می‌شوند. این رویکرد با ایجاد ارتباط مستقیم میان داده‌های کلیدی، مانند سرعت نسبی بین وسیله پروازی و هدف، زاویه خط دید و زاویه برخورد، امکان بهینه‌سازی هم‌زمان مسیر و عملکرد کنترلی را فراهم می‌کند. در سیستم‌های سنتی، هدایت و کنترل به‌صورت مستقل توسعه می‌یابند و معمولاً از طریق یک اتوپایلوت واسطه به یکدیگر متصل می‌شوند. این ساختار به دلیل عدم هماهنگی کامل میان فرآیندهای هدایت و کنترل، در شرایطی که تغییرات مسیر ناگهانی رخ می‌دهد یا فاصله تا هدف کاهش می‌یابد، کارایی کمتری دارد. علاوه بر این، سیستم‌های مرسوم برای پایداری بیشتر، نیازمند تنظیمات خاصی هستند که ممکن است انعطاف‌پذیری عملکرد را کاهش دهد. در مقابل، رویکرد یکپارچه نه تنها تطبیق‌پذیری بیشتری با تغییرات سریع مسیر دارد، بلکه از هم‌افزایی بین فرآیندهای هدایت و کنترل برای بهینه‌سازی عملکرد و افزایش دقت بهره می‌برد. این هماهنگی به سیستم اجازه می‌دهد تا تصمیمات کنترلی را بر اساس وضعیت لحظه‌ای هدف و وسیله پروازی اتخاذ کند، که در نهایت منجر به بهبود کارایی و دقت مانور می‌شود [۱ و ۲].

تحقیقات اخیر در حوزه هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) رویکردهای نوینی را برای بهبود عملکرد وسایل پروازی ارائه کرده‌اند. در سال ۲۰۱۰، هارل و بالاکریشن [۳] روشی مبتنی بر کنترل مود لغزشی درجه دوم ترمینال را معرفی کردند. در ادامه، ونگ و همکاران [۴] در سال ۲۰۲۰، یک مدل IGC با زاویه برخورد محدود برای بهبود انعطاف‌پذیری حمله ارائه دادند. در همان سال، تیان و همکاران [۵] برای مقابله با چالش‌هایی مانند محدودیت میدان دید، یک مدل جدید طراحی کردند که با اشباع ورودی، این محدودیت را جبران می‌کرد. در سال ۲۰۲۱، سینها و همکاران [۶] مدل هدایت و کنترل یکپارچه‌ای را توسعه دادند که از یک مشاهده‌گر اغتشاش غیرخطی با زمان محدود برای تخمین مانور هدف استفاده می‌کرد. همچنین، ژیانگو ژو و همکاران [۷] یک قانون جدید IGC را برای موشک‌های هدایت‌شونده با پرتو لیزر ارائه کردند که به محدودیت‌های زاویه انحراف خط و زمان همگرایی پاسخ می‌داد. در همان سال، بین ژائو و همکاران [۸] نیز مدلی را با استفاده از انتگرال لیاپانوف و تئوری کنترل مود لغزشی پیشنهاد دادند تا هدایت و کنترل یکپارچه را برای موشک‌هایی با محدودیت میدان دید بهینه کنند. تحقیقات در این حوزه در سال ۲۰۲۲ ادامه یافت. لی [۹] مدلی را برای موشک‌های مافوق صوت ارائه کرد که با کنترلر مود لغزشی، اهداف پرسرعت را با دقت بالا رهگیری می‌کرد. ژنهورا فوا [۱۰]

نیز مدلی را پیشنهاد داد که علاوه بر محدودیت زاویه خط دید، اشباع ورودی و سایر محدودیت‌های دینامیکی را در نظر می‌گرفت. این مدل با طراحی یک مشاهده‌گر اغتشاش همگرا با زمان ثابت، تأثیر اختلالات ناشناخته را کاهش می‌داد. در همان سال، هوان ژائو [۱۱] یک کنترل‌کننده تطبیقی برای تنظیم زاویه دید و زاویه حمله طراحی کرد که با در نظر گرفتن محدودیت‌های دینامیکی، دقت هدایت را افزایش می‌داد. در سال ۲۰۲۳، ژیاو لیانگ و همکاران [۱۲] روشی مبتنی بر شبکه عصبی تطبیقی برای مقابله با عدم قطعیت‌ها و اختلالات خارجی ارائه کردند. این روش با استفاده از مشاهده‌گر اغتشاش و قوانین یادگیری تطبیقی، عملکرد سیستم را در شرایط پیچیده بهبود بخشید. ژیینگ لی و همکاران [۱۳] نیز یک مدل سه‌بعدی تقریبی هدایت و کنترل را پیشنهاد کردند که از کنترل بازگشت به عقب و کنترل مود لغزشی برای بهبود دقت هدایت بهره می‌برد. همچنین، دنگ و همکاران [۱۴] طراحی جدیدی برای IGC ارائه دادند که محدودیت زاویه حمله را در نظر می‌گرفت و با ترکیب مفاهیم تئوری کنترل مدرن، بهینه‌سازی عملکرد سیستم را ممکن می‌ساخت. در سال ۲۰۲۴، ژوانگژیو و همکاران [۱۵] مدلی را توسعه دادند که محدودیت‌های زاویه برخورد و میدان دید را در یک چارچوب یکپارچه بررسی می‌کرد. این روش با استفاده از حل معادله ریباتی و برنامه‌ریزی درجه دوم، هدایت دقیق‌تری را فراهم می‌کرد. در ادامه، ژوانگژیو [۱۶] مدل دیگری را برای موشک‌های آشیانه‌یاب با جبران خطا ارائه داد که با ادغام دینامیک موشک و سینماتیک درگیری، عملکرد هدایت را بهبود می‌بخشید. این پژوهش‌ها نشان می‌دهند که توسعه روش‌های IGC با تمرکز بر افزایش دقت، کاهش تأخیر و مقابله با محدودیت‌های فیزیکی، مسیر روشنی برای پیشرفت سامانه‌های هدایت و کنترل آینده فراهم می‌کند.

در این مقاله، یک رویکرد نوآورانه برای هدایت و کنترل سیستم موشکی دفاع هوایی پیشنهاد می‌شود که از کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا (HOCSMC) برای مدل یکپارچه هدف-موشک سه‌بعدی استفاده می‌کند. برخلاف روش‌های سنتی هدایت موشک که اغلب به تکنیک‌های کنترل ساده یا خطی تکیه دارند، این رویکرد یک راه‌حل مقاوم‌تر و تطبیقی را ارائه می‌دهد که با استفاده از کنترل لغزشی مرتبه بالا ترکیب شده است. اولین گام شامل استخراج معادلات هدایت و کنترل یکپارچه برای موشک و نقطه هدف بود، با در نظر گرفتن تمامی دینامیک‌ها و تعاملات مربوطه بین دو سیستم، این مدل‌سازی جامع امکان نمایان‌سازی دقیق‌تری از سناریوهای واقعی درگیر شدن موشک و هدف را فراهم می‌کند. یکی از نوآوری‌های کلیدی این پژوهش، طراحی سه کنترل‌کننده لغزشی متفاوت است: شبه‌پیوسته، پیوسته و کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی پیشرفته (ACHOSMC). هر کدام از این کنترل‌کننده‌ها به دقت برای مقابله با چالش‌های خاص

دهد. این ویژگی به‌ویژه در شرایطی که رفتار هدف پیچیده یا پیش‌بینی‌ناپذیر است، اهمیت دارد.

**کاهش زمان رهگیری:** این کنترل‌کننده توانسته است زمان رهگیری را به‌طور قابل‌توجهی کاهش دهد. در مقایسه با روش‌های سنتی مانند PID، کنترل‌کننده ACHOSMC قادر است موشک را در زمان کمتری به هدف برساند، که این ویژگی در سیستم‌های دفاع هوایی که نیاز به واکنش سریع دارند، بسیار حیاتی است.

**افزایش دقت:** این رویکرد با استفاده از تنظیمات دینامیک و بهینه‌سازی پارامترها، دقت رهگیری هدف را بهبود می‌بخشد. با کاهش اشتباهات و افزایش سرعت واکنش، احتمال برخورد موفق بین موشک و هدف به‌طور قابل‌توجهی افزایش می‌یابد.

**مقاومت در برابر اغتشاشات خارجی:** از آنجایی که این روش به‌طور دینامیک و تطبیقی عمل می‌کند، در برابر اختلالات و شرایط متغیر محیطی مقاوم‌تر است. این ویژگی باعث می‌شود که سیستم هدایت موشک بتواند با اطمینان بیشتری در شرایط مختلف عمل کند.

### ۳.۱ معایب و محدودیت‌های روش پیشنهادی

**پیچیدگی محاسباتی:** با اینکه روش ACHOSMC مزایای قابل‌توجهی دارد، اما پیچیدگی محاسباتی آن نسبت به روش‌های سنتی مانند PID و SMC بیشتر است. این پیچیدگی می‌تواند در برخی شرایط عملیاتی که نیاز به محاسبات سریع و در زمان واقعی دارند، یک چالش به شمار آید.

**نیاز به تنظیمات دقیق:** گرچه کنترل‌کننده ACHOSMC توانایی تنظیم دینامیکی پارامترها را دارد، اما این تنظیمات نیازمند دقت بالایی هستند. انتخاب نادرست پارامترها ممکن است باعث کاهش کارایی کنترل‌کننده شود.

**وابستگی به مدل دقیق سیستم:** این روش به‌طور مؤثر در صورتی کار می‌کند که مدل دقیقی از دینامیک‌های سیستم در دسترس باشد. اگر مدل‌های استفاده‌شده دقیق نباشند، کارایی سیستم کاهش می‌یابد و حتی ممکن است نتایج غیرمنتظره‌ای به همراه داشته باشد.

**محدودیت‌های طراحی کنترلر:** به دلیل پیچیدگی‌های موجود در کنترل‌های تطبیقی، ممکن است نیاز به تنظیم دقیق و زمان‌بر در فرآیند طراحی باشد که این خود یک محدودیت در برخی شرایط عملیاتی به شمار می‌آید.

## ۲ مدل‌سازی ریاضی

در یک سناریوی درگیری، یک سامانه خودمختار تلاش می‌کند تا با تنظیم مسیر حرکتی خود، یک هدف را رهگیری و منهدم کند. در مرحله

در رهگیری موشک طراحی شده‌اند، مانند زمان پاسخ سریع، پیگیری مسیر کارآمد و مقاوم بودن در برابر اغتشاشات خارجی. با پیاده‌سازی ACHOSMC، پیشرفتی قابل‌توجه در هدایت موشک به ارمغان می‌آید که با تنظیم مداوم دو پارامتر کلیدی در طول پرواز، این امکان را می‌دهد که کنترلر به شرایط تغییر یافته تطبیق یابد و رهگیری مؤثرتری انجام دهد. این تطبیق‌پذیری پیشرفت بزرگی نسبت به کنترل‌کننده‌های سنتی است که معمولاً به پارامترهای ثابت تکیه دارند که به تغییرات محیطی یا دینامیکی در طول فرآیند رهگیری واکنش نشان نمی‌دهند. نوآوری این کار در توانایی تنظیم دینامیکی پارامترهای کنترلر در زمان واقعی نهفته است که عملکرد موشک را تحت شرایط و محدودیت‌های متغیر بهینه می‌کند. این پیشرفت قابل‌توجهی نسبت به کنترل‌کننده‌های پارامتر ثابت است که یک راه‌حل تطبیقی، کارآمد و قابل‌اعتماد برای سیستم‌های دفاع هوایی مدرن ارائه می‌دهد. روش پیشنهادی، پتانسیل زیادی برای افزایش چشمگیر اثربخشی سیستم‌های دفاع هوایی دارد، از جمله کاهش زمان پاسخ، افزایش دقت و بهبود تاب‌آوری در برابر عدم قطعیت‌های محیطی. این نوآوری‌ها رویکرد پیشنهادی را به‌ویژه برای کاربردهای واقعی که در آن‌ها رهگیری سریع و دقیق موشک‌ها برای موفقیت عملیات دفاعی حیاتی است، ارزشمند می‌سازد.

### ۱.۱ نوآوری اصلی مقاله

این مقاله یک استراتژی نوآورانه برای هدایت و کنترل سیستم‌های موشکی دفاع هوایی معرفی می‌کند که از کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC) برای مدل یکپارچه هدف-موشک سه‌بعدی استفاده می‌نماید. نوآوری اصلی این رویکرد در این است که این کنترل‌کننده قابلیت تطبیق‌پذیری بالایی دارد و دو پارامتر بحرانی را به‌طور دینامیک و در زمان واقعی تنظیم می‌کند. این ویژگی به سیستم اجازه می‌دهد تا به‌طور مؤثر با شرایط محیطی متغیر و رفتارهای هدف پویا تطبیق یابد. برخلاف روش‌های سنتی که معمولاً از پارامترهای ثابت استفاده می‌کنند، کنترل‌کننده پیشنهادی می‌تواند خود را با تغییرات سریع محیطی سازگار کرده و عملکرد بهینه‌ای را در سناریوهای پیچیده، مانند رهگیری اهداف با سرعت بالا یا در شرایط پروازی پیش‌بینی‌نشده، ارائه دهد. این تطبیق‌پذیری منجر به افزایش دقت و کاهش زمان برخورد در سیستم‌های دفاع هوایی می‌شود.

### ۲.۱ مزایای روش پیشنهادی

**تطبیق‌پذیری بالا:** کنترل‌کننده ACHOSMC به‌طور دینامیک پارامترهای خود را در زمان واقعی تنظیم می‌کند، که به آن اجازه می‌دهد به‌طور مؤثر در برابر تغییرات محیطی و رفتارهای هدف پویا واکنش نشان

$$f_2 = \begin{bmatrix} -\frac{qSY_y}{mV \cos \beta} + \frac{g}{V \cos \beta} \cos \gamma \\ -\frac{qSZ_z}{mV} + \frac{g}{V} \cos \theta \sin \gamma \\ -\frac{F_{YZ}}{mV} - \frac{g}{V} \cos \theta \cos \gamma \tan \beta \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$f_3 = \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_z \omega_y + \frac{qSL(m_x^\alpha \alpha + m_x^\beta \beta)}{J_x} \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z + \frac{qSLm_x^\beta \beta}{J_y} \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_y \omega_x + \frac{qSLm_x^\alpha \alpha}{J_z} \end{bmatrix} \quad (7)$$

### ۳ طراحی کنترل کننده

برخورد موشک-هدف زمانی رخ می‌دهد که فاصله موشک تا هدف،  $r$ ، به کمتر از یک مقدار حداقل جهت برخورد،  $r_{hit}$ ، کاهش یابد، ( $|r| < r_{hit}$ ). این یک شرط لازم و کارآمد برای برخورد با هدف می‌باشد که در عمل یک شرط کاملاً منطقی به نظر می‌رسد. پس طراحی کنترل کننده‌ها باید به صورتی باشد که در زمان مناسب، فاصله نسبی موشک تا هدف کاهشی بوده و به سمت صفر میل کند.

#### ۳.۱ درجه نسبی سیستم و سطح لغزشی

درجه نسبی سیستم به منظور طراحی کنترل کننده لغزشی به دست می‌آید. خروجی مسئله با  $x_0$  نشان داده می‌شود.

$$\begin{aligned} y &= x_0 \\ \dot{y} &= \dot{x}_0 = x_1 \\ \ddot{y} &= \dot{x}_1 = f_1 + b_1 \bar{x}_2 \\ \ddot{\ddot{y}} &= \frac{df_1}{dt} + \frac{db_1}{dt} \bar{x}_2 + b_1 \dot{\bar{x}}_2 \\ &= a_1 + b_1(f_2 + b_2 x_3) \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} y^4 &= \frac{da_1}{dt} + \frac{db_1}{dt} (f_2 + b_2 x_3) \\ &+ b_1 \left( \frac{df_2}{dt} + \frac{db_2}{dt} x_3 \right) \\ &+ b_2 \dot{x}_3 \\ &= a_2 + b_1 b_2 (f_3 + b_3 u) \end{aligned}$$

هدایت، از حسگرهای داخلی برای هدایت سامانه تا لحظه درگیری نهایی استفاده می‌شود. شرایط اولیه این سناریو شامل سه فرض اساسی است: (۱) سامانه هدایت، مسیر پرواز را به گونه‌ای تنظیم می‌کند که سامانه خودمختار در مسیر میانی حرکت کند.

(۲) سرعت سامانه خودمختار و هدف تقریباً برابر در نظر گرفته می‌شود. (۳) برای دستیابی به رهگیری موفق و انهدام کامل هدف، زاویه برخورد بین سامانه و هدف باید در محدوده مشخصی کنترل شود.

معادله سه‌بعدی هدایت و کنترل یکپارچه را می‌توان به صورت معادله (۱) بیان کرد [۱۷].

$$\begin{cases} \dot{x}_0 = x_1 \\ \dot{x}_1 = f_1 + b_1 \bar{x}_2 + d_1 \\ \dot{x}_2 = f_2 + b_2 x_3 + d_2 \\ \dot{x}_3 = f_3 + b_3 u + d_3 \end{cases} \quad (1)$$

$$\text{در معادله ۱، } x_0 = \begin{bmatrix} \theta_L - \theta_{Lf} \\ \phi_L - \phi_{Lf} \end{bmatrix}, x_1 = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_L \\ \dot{\phi}_L \end{bmatrix},$$

$$x_2 = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma_v \end{bmatrix}, x_3 = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix}$$

در معادله (۱)، ماتریس‌های  $b_i$  و  $f_i$  به صورت روابط (۲) الی (۷) نشان داده شده است.

$$b_1 = \begin{bmatrix} -M_1 qSc_y^\alpha & -\frac{qSc_z^\beta \sin \theta_L \sin(\phi_L - \phi_V)}{mR} \\ -M_2 qSc_y^\alpha & \frac{qSc_z^\beta \cos(\phi_L - \phi_V)}{mR \cos \theta_L} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$b_2 = \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & \tan \beta \sin \alpha & 1 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ \cos \alpha \sec \beta & -\sin \alpha \sec \beta & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$b_3 = \begin{bmatrix} \frac{qSLm_x^{\delta_x}}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{qSLm_y^{\delta_y}}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{qSLm_z^{\delta_z}}{J_z} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$f_1 = \begin{bmatrix} -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{\theta}_L - \dot{\phi}_L^2 \sin \theta_L \cos \theta_L + M_1 mg \cos \theta \\ -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{\phi}_L + 2\dot{\theta}_L \dot{\phi}_L \tan \theta_L + M_2 mg \cos \theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$N_{3,4} = |\ddot{\sigma}| + 3\lambda_q^2 \left[ |\dot{\sigma}| + \lambda_q^{\frac{4}{3}} \left( |\dot{\sigma}| + 0.5 \lambda_q |\sigma|^{\frac{3}{4}} \right)^{\frac{2}{3}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

### ۳.۳ طراحی کنترل کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC)

کنترل شبه پیوسته ای که در بخش قبلی ارائه شد، قادر است سیستم های با مرتبه نسبتاً بالاتر را با کنترل پیوسته در مرحله رسیدن و کنترل سوئیچینگ با فرکانس بالا در مرحله لغزشی مدیریت کند. این مشکل با طراحی مشتقات قانون کنترل و سپس انتگرال گیری برطرف شد. با این کار، تابع  $sign(\sigma)$  در مشتق کنترل حفظ می شود که منجر به یک قانون کنترل پیوسته و نیمه صاف می شود. این بخش به دنبال بهبود روانی کنترل با اتخاذ یک استراتژی کنترل ترکیبی دو مرحله ای است. این کنترل به طور کلی به عنوان کنترل لغزشی پیوسته مرتبه بالا شناخته می شود. قسمت اول یک قانون کنترل پیوسته و صاف ایجاد می کند که فقط به  $(r - 1)$  مشتق از متغیر لغزشی  $\sigma$  نیاز دارد. اما این تنها در سیستم بدون اغتشاش قابل استفاده است. سپس با اضافه کردن اصطلاح کنترل دوم، یک مشاهده گر اغتشاش حالت لغزشی به اولین اصطلاح متصل می شود. این دو با هم قادر به ارائه کنترل پیوسته و صاف برای سیستم های با مرتبه نسبی بالاتر هستند که در آن ها فقط به  $(r - 1)$  مشتق از متغیر لغزشی نیاز است. همانطور که از معادله ۱۳ مشخص است، این کنترل کننده شامل دو قسمت خواهد بود. قسمت اول  $u_b(t)$  به صورت معادله ۱۴ تعریف می شود.

$$u(t) = u_b(t) - u_s(t) \quad (13)$$

بر اساس سطح لغزشی انتخاب شده  $\sigma$ ، بخش اول کنترل به صورت زیر به دست می آید:

$$u_b = -a_1 |\sigma(t)|^{b_1} sign(\sigma(t)) - a_2 |\dot{\sigma}(t)|^{b_2} sign(\dot{\sigma}(t)) - a_3 |\ddot{\sigma}(t)|^{b_3} sign(\ddot{\sigma}(t)) - a_4 |\ddot{\sigma}(t)|^{b_4} sign(\ddot{\sigma}(t)) \quad (14)$$

در رابطه فوق،  $b_1$  تا  $b_4$  ضرایبی هستند که بین ۰ و ۱ قرار دارند و توسط موارد زیر تعیین می شوند:

$$b_{i-1} = \frac{b_i \cdot b_{i+1}}{2b_{i+1} - b_i}, \quad i = 2, \dots, r \quad (15)$$

$$b_{r+1} = 1, \quad b_r = \bar{b}$$

مشاهده می شود که پس از گرفتن مشتق چهار بار، ورودی کنترل در معادلات ظاهر می شود. در نتیجه، درجه نسبی سیستم برابر با  $r = 4$  است. همچنین، برای مدل سه بعدی، سطح لغزشی به صورت زیر بیان می شود.

$$\omega = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$$

$$\sigma = \omega - \omega_d \quad (9)$$

در معادلات بالا،  $\omega$  با  $x_3$  نمایش داده شده است.

### ۲.۳ طراحی کنترل کننده مود لغزشی شبه پیوسته مرتبه بالا (QCSMC)

فرم کلی کنترل کننده شبه پیوسته به صورت زیر است [۱۸]:

$$u = \lambda_q^r \alpha \psi_{r-1,r} \varphi_{r-1,r}(\sigma, \dot{\sigma} / \lambda_q, \dots, \sigma^{(r-1)/\lambda_q^{r-1}}) \quad (10)$$

کنترل شبه پیوسته از طریق روش بازگشتی برای تعیین  $\psi_{r-1,r}$  ارائه می شود. خانواده معادلات شبه پیوسته به صورت زیر تعریف می شود [۱۸]:

$$\varphi_{0,r} = \sigma, N_{i,r} = |\sigma|, \psi_{i,r} = sign(\sigma)$$

$$\varphi_{i,r} = \sigma^{(i)} + \beta_i N_{i-1}^{(r-i)/(r-i+1)} \psi_{i-1,r}$$

$$N_{i,r} = |\sigma^{(i)}| + \beta_i N_{i-1}^{(r-i)/(r-i+1)} \quad (11)$$

$$\psi_{i-1,r} = \frac{\varphi_{i,r}}{N_{i,r}}$$

در اینجا  $\beta_i$  ها ضرایب نرخ همگرایی هستند. این ضرایب باعث می شوند که سطح لغزشی به صفر همگرا شود. برای سیستم این مقاله، طبق درجه نسبی سیستم  $r = 4$ ، قانون کنترل به صورت معادله زیر بیان می شود:

$$u = -\alpha \Lambda \frac{\varphi_{3,4}}{N_{3,4}}, \text{ where,} \quad (12)$$

$$\varphi_{3,4} = \ddot{\sigma} + 3\lambda_q^2 \left[ \dot{\sigma} \lambda_q^{\frac{4}{3}} \left( |\dot{\sigma}| + 0.5 \lambda_q |\sigma|^{\frac{3}{4}} \right)^{\frac{1}{3}} \left( \dot{\sigma} + 0.5 \lambda_q |\sigma|^{\frac{3}{4}} sign(\sigma) \right) \right]$$

$$\left[ |\dot{\sigma}| + \lambda_q^{\frac{4}{3}} \left( |\dot{\sigma}| + 0.5 \lambda_q |\sigma|^{\frac{3}{4}} \right)^{\frac{2}{3}} \right]^{\frac{1}{2}}$$

معادل " با استفاده از یک مشاهده‌گر اغتشاش تطبیقی دو لایه بهره می‌برد. کنترلر معادله (۱۹) را در نظر بگیرید که به صورت صریح در دینامیک متغیر لغزشی کمکی در معادله (۲۱) بیان شده است.

$$\begin{aligned} \dot{s}(t) &= d(t) - \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s(t)) \\ &\quad + \int_0^t \beta(\tau) \text{sign}(s(\tau)) d\tau \\ &= -\lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s(t)) + v_2 \\ v_2(t) &= d(t) + \int_0^t \beta(\tau) \text{sign}(s(\tau)) d\tau \quad (21) \\ \dot{v}_2(t) &= \varphi(t) + \omega(t) \\ \varphi(t) &\equiv \dot{d}(t) \\ \omega(t) &= \beta(t) \text{sign}(s(t)) \end{aligned}$$

در این استراتژی تطبیقی، از مفهوم "کنترل معادل" استفاده می‌شود. کنترلر معادل در مفهوم استاندارد یک انتزاع است که برای تسهیل درک و تحلیل دینامیک‌ها در حین حالت لغزشی به کار می‌رود. این انتزاع به دلیل سوئیچینگ فرکانس بالا که در نزدیکی حالت لغزشی رخ می‌دهد، ضروری است.

با فرض اینکه تقریب مناسبی برای  $\omega_{eq}(t)$  از طریق فیلترسازی مناسب انجام شود، کنترلر معادل به  $\omega_{eq}(t) = \varphi(t)$  تبدیل می‌شود. به عبارت دیگر، کنترلر معادل مشتق اول زمانی اغتشاش  $\varphi(t) \equiv \dot{d}(t)$  را در زمان محدود تقریب می‌زند. الگوریتم تطبیقی دو لایه‌ای مربوط به  $\beta(t)$  شامل یک متغیر لغزشی کمکی جدید  $\delta(t)$  به علاوه دو معادله لایه دینامیکی است.

متغیر لغزشی جدید را به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۸]:

$$\delta(t) = \beta(t) - \frac{1}{\epsilon_1} |\omega_{eq}(t)| - \epsilon_0 \quad (22)$$

لایه اول الگوریتم تطبیقی برابر با:

$$\dot{\beta}(t) = -(\rho_0 + \rho) \tanh(\delta) \quad (23)$$

جایی که  $\rho$  یک مقدار کوچک و مثبت است و لایه دوم الگوریتم تطبیقی به صورت زیر است.

$$\dot{\rho}(t) = \begin{cases} \gamma |\delta(t)|, & |\delta(t)| \geq \epsilon_\rho \\ 0, & \text{otherwise.} \end{cases} \quad (24)$$

معادله زیر همچنین به معادلات فوق اضافه می‌شود (در واقع  $\lambda_s$  دیگر ثابت نیست و با قاعده تطبیق زیر به‌روزرسانی می‌شود).

درجه نسبی سیستم برابر با چهار است. در نتیجه، مطابق رابطه (۱۶) ضرایب (a1) تا (a4) باید به گونه‌ای انتخاب شوند که معادله هاروتی زیر را برآورده کنند.

$$p^4 + a_4 p^3 + a_3 p^2 + a_2 p + a_1 = 0 \quad (16)$$

بخش دیگر کنترل‌کننده به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} u_s &= \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s(t)) \\ &\quad + \int_0^t \beta \text{sign}(s(\tau)) d\tau \end{aligned} \quad (17)$$

در رابطه فوق،

$$\begin{aligned} s(t) &= \ddot{\sigma}(t) - z(t) \\ \dot{z}(t) &= u_b + u_s \end{aligned} \quad (18)$$

### ۴.۳ طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC)

در این بخش، نسخه تطبیقی از CHOSMC معرفی می‌شود. این کنترلر که به آن کنترل لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC) گفته می‌شود. بخش قبلی استراتژی کنترل لغزشی پیوسته را معرفی کرد که کنترل پیوسته و محدود  $u(t)$  را در حضور اغتشاشات ناشناخته تولید می‌کند. کنترل‌کننده می‌تواند به دو بخش تقسیم شود. بخش اول پیوسته است، همانند کنترل‌کننده لغزشی مرتبه بالا، و بخش دوم در زیر توصیف شده است. همچنین  $\sigma$  سطح لغزش ( $\sigma = v_n$ ) می‌باشد و مقادیر مختلف برای  $\alpha$  ثابت‌هایی بین ۰ و ۱ هستند.

$$\begin{aligned} u_s(t) &= \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s(t)) + v_1(t) \\ \dot{v}_1(t) &= \beta \text{sign}(s(t)) \end{aligned} \quad (19)$$

می‌توان متغیرهای  $\beta$  و  $\lambda_s$  را به صورت زیر تعریف کرد.

$$\beta > d_1$$

$$\lambda_s > \sqrt{\frac{2}{\beta - d_1} \frac{(\beta + d_1)(1 + q)}{1 - q}} \quad (20)$$

انتخاب این مقیاس‌های طراحی نیازمند آگاهی از وجود اغتشاش است. با این حال، اگر مقدار  $\lambda_s$  به اندازه کافی بزرگ انتخاب شود همانطور که در معادله (۲۰) آمده است، می‌توان  $\beta$  را طبق معادله (۱۹) تعیین کرد به طوری که  $\beta$  به  $d_1$  نزدیک باشد. این امر دامنه سوئیچینگ فرکانس بالا از عبارت سوپرکپلینگ را کاهش می‌دهد و در نتیجه، لرزش (chattering) را کاهش می‌دهد. این بخش به بررسی یک تکنیک تطبیقی برای تعیین  $\beta(t)$  می‌پردازد. این روش از مفهوم "کنترل

اگر ضرایب را به گونه‌ای ثابت انتخاب کنیم که  $\alpha > 0$  و  $\Lambda > 0$  باشد، رابطه زیر برقرار می‌شود:

$$3\lambda_q^2 \left[ \ddot{\sigma} + \lambda_q^{\frac{4}{3}} P_1 \left( \dot{\sigma} + 0.5\lambda_q |\sigma|^{\frac{3}{4}} \text{sign}(\sigma) \right) \right] P_2 = 0 \quad (34)$$

بنابراین به رابطه زیر دست پیدا می‌کنیم:

$$\dot{V} = - \left( \frac{\alpha\Lambda}{N} \right) \ddot{\sigma}^2 \quad (35)$$

در نتیجه، تابع لایاپانوف همواره مثبت خواهد بود و مشتق آن همواره منفی است، بنابراین پایداری سیستم به روش لایاپانوف اثبات می‌شود.

### ۳.۶ پایداری کنترل لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC)

تابع لایاپانوف  $V$  به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$V = \frac{1}{2} \ddot{\sigma}^2, \quad \dot{V} = \ddot{\sigma} \sigma^{(4)} \quad (36)$$

عبارت  $\sigma^{(4)}$  مشتق مرتبه چهارم را نشان می‌دهد. می‌توان نوشت:

$$\dot{V} = \ddot{\sigma}(\dot{\omega} - \dot{\omega}_d) = \ddot{\sigma}(f_3 + b_3 u - \dot{\omega}_d) \quad (37)$$

مقدار  $u$  برابر است با:

$$u = b_3^{-1}(\dot{\omega}_d - f_3 + u_b - u_s) \quad (38)$$

در نتیجه، مشتق تابع لایاپانوف برابر است با:

$$\dot{V} = \ddot{\sigma}(u_b - u_s) \quad (39)$$

عبارت  $\ddot{\sigma} u_b$  به طور دقیق تر به صورت زیر بررسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \ddot{\sigma} u_b = \ddot{\sigma} & \left( -a_1 |\sigma|^{b_1} \text{sign}(\sigma) \right. \\ & - a_2 |\dot{\sigma}|^{b_2} \text{sign}(\dot{\sigma}) \\ & - a_3 |\ddot{\sigma}|^{b_3} \text{sign}(\ddot{\sigma}) \\ & \left. - a_4 |\ddot{\sigma}|^{b_4} \text{sign}(\ddot{\sigma}) \right) \end{aligned} \quad (40)$$

بر اساس فرضیات طراحی کنترلر، عبارت زیر همواره هرویتس است:

$$a_1 \sigma + a_2 \dot{\sigma} + a_3 \ddot{\sigma} + a_4 \ddot{\sigma} \quad (41)$$

در نتیجه،  $\sigma$ ،  $\dot{\sigma}$ ،  $\ddot{\sigma}$  و  $\ddot{\sigma}$  همواره دارای علامت یکسانی هستند و توابع علامت آن‌ها نیز مشابه است. بنابراین، عبارت  $\ddot{\sigma} u_b$  همواره منفی است.

اکنون عبارت  $\ddot{\sigma} u_s$  را در نظر می‌گیریم که می‌توان آن را به صورت زیر نوشت:

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_s = \gamma |\delta|, & |\delta| > \epsilon_p \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (25)$$

با ترکیب معادلات فوق، قانون کنترل به صورت زیر می‌شود [۱۸]:

$$\begin{aligned} u_s(t) = \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{\gamma}} \text{sign}(s(t)) \\ + \int_0^t \beta(\tau) \text{sign}(s(\tau)) d\tau \end{aligned} \quad (26)$$

$$\begin{aligned} s(t) = \ddot{\sigma}(t) - z(t) \\ \dot{z}(t) = u_b + u_s \end{aligned}$$

### ۳.۵ پایداری کنترل لغزشی شبه پیوسته مرتبه بالا (QCSMC)

مشتق سوم سطح لغزشی به صورت زیر است:

$$\ddot{\sigma} = \omega - \omega_d \quad (27)$$

تابع لایاپانوف را به صورت زیر تعریف می‌کنیم:

$$V = \frac{1}{2} \ddot{\sigma}^2, \quad \dot{V} = \ddot{\sigma} \sigma^{(4)} \quad (28)$$

عبارت  $\sigma^{(4)}$  مشتق مرتبه چهارم را نشان می‌دهد.

$$\dot{V} = \ddot{\sigma}(\dot{\omega} - \dot{\omega}_d) = \ddot{\sigma}(f_3 + b_3 u - \dot{\omega}_d) \quad (29)$$

مقدار  $u$  برابر است با:

$$u = b_3^{-1} \left( \dot{\omega}_d - f_3 - \alpha \Lambda \left( \frac{\phi}{N} \right) \right) \quad (30)$$

در نتیجه، مشتق تابع لایاپانوف برابر است با:

$$\dot{V} = \ddot{\sigma}(\dot{\omega} - \dot{\omega}_d) = \ddot{\sigma} \left( -\alpha \Lambda \left( \frac{\phi}{N} \right) \right) \quad (31)$$

عبارت  $\phi$  نیز برابر است با:

$$\begin{aligned} \phi = \ddot{\sigma} + 3\lambda_q^2 \left[ \ddot{\sigma} + \lambda_q^{\frac{4}{3}} P_1 \left( \dot{\sigma} \right. \right. \\ \left. \left. + 0.5\lambda_q |\sigma|^{\frac{3}{4}} \text{sign}(\sigma) \right) \right] P_2 \end{aligned} \quad (32)$$

عبارت‌های  $P_1, P_2$  و  $N$  همواره مثبت هستند. با جایگذاری  $\phi$  در  $\dot{V}$  داریم:

$$\begin{aligned} \dot{V} = \ddot{\sigma} \left( - \left( \frac{\alpha\Lambda}{N} \right) \ddot{\sigma} - \left( \frac{\alpha\Lambda}{N} \right) 3\lambda_q^2 \left[ \ddot{\sigma} \right. \right. \\ \left. \left. + \lambda_q^{\frac{4}{3}} P_1 \left( \dot{\sigma} \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. + 0.5\lambda_q |\sigma|^{\frac{3}{4}} \text{sign}(\sigma) \right) \right] P_2 \right) \end{aligned} \quad (33)$$

#### ۱.۴ شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده PID

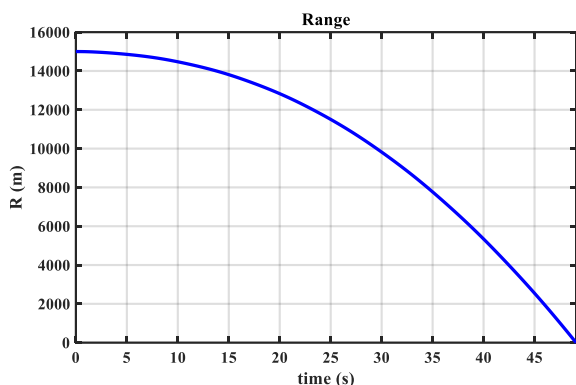
در این قسمت عملکرد کنترل‌کننده PID که پارامترهای آن‌ها توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول (۱) تنظیم شده‌اند، بررسی می‌شوند.

جدول ۱- پارامترهای کنترل‌کننده PID.

Table 1. PID Controller Parameters.

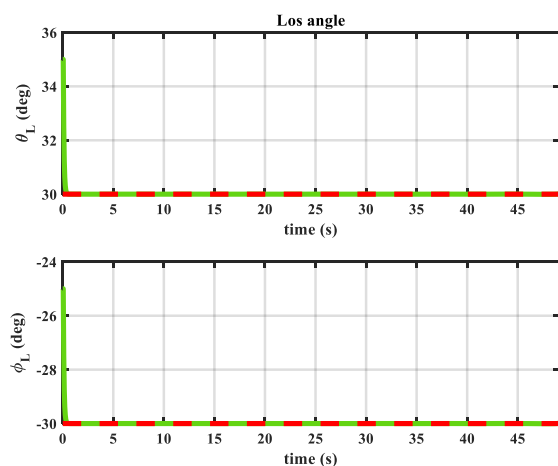
| Type of Gain                | Gain Value |
|-----------------------------|------------|
| Proportional Gain ( $K_p$ ) | 0.732      |
| Integral Gain ( $K_i$ )     | 0.417      |
| Derivative Gain ( $K_d$ )   | 1.669      |

نتایج شبیه‌سازی برای عملکرد کنترل‌کننده PID در شکل (۱) الی (۴) نشان داده شده‌است.



شکل ۱- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل‌کننده PID.

Fig. 1. Relative distance between missile and target - PID controller.



شکل ۲- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل‌کننده PID.

Fig. 1. Variations of pitch and yaw angles using the PID controller.

$$\ddot{\sigma}u_s = \ddot{\sigma} \left( \lambda_s |s|^{0.5} \text{sign}(s) + \int \beta \text{sign}(s) dt \right) \quad (42)$$

$$s = \ddot{\sigma} - z$$

در نتیجه،

$$\ddot{\sigma}u_s = \ddot{\sigma} \left( \lambda_s |\ddot{\sigma} - z|^{0.5} \text{sign}(\ddot{\sigma} - z) + \int \beta \text{sign}(\ddot{\sigma} - z) dt \right) \quad (43)$$

تمام عبارات شامل عبارت  $\ddot{\sigma} \text{sign}(\ddot{\sigma} - z)$  هستند. در نتیجه، آن‌ها دارای علامت‌های یکسانی هستند. همچنین،  $z$  برابر با  $z = \int (u_b + u_s) dt$  است. با تقریب مناسبی می‌توان عبارت  $z$  را نادیده گرفت و در نتیجه، داریم:

$$\ddot{\sigma}u_s \sim \ddot{\sigma} \left( \lambda_s |\ddot{\sigma}|^{0.5} \text{sign}(\ddot{\sigma}) + \int \beta \text{sign}(\ddot{\sigma}) dt \right) \quad (44)$$

می‌دانیم که  $\ddot{\sigma}$  و  $\text{sign}(\ddot{\sigma})$  همیشه علامت یکسانی دارند، بنابراین عبارت فوق همواره مثبت خواهد بود و در نتیجه، مشتق تابع لاپانوف همواره منفی است که پایداری سیستم را اثبات می‌کند.

#### ۷.۳ پایداری کنترل لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی پیشرفته (ACHOSMC)

فرآیند اثبات پایداری در اینجا دقیقاً مشابه کنترل لغزشی پیوسته مرتبه بالا (ACHOSMC) است، با این تفاوت که برخی پارامترها در هر مرحله تطبیق داده می‌شوند. از آنجایی که علامت‌های جبری پارامترهای تطبیق یافته با پارامترهای اصلی یکسان است، علامت تابع لاپانوف و مشتق آن تغییری نمی‌کند و بدین وسیله اثبات پایداری تکمیل می‌شود.

#### ۴ شبیه‌سازی‌ها و نتایج

پس از تکمیل فرآیند طراحی کنترل‌کننده‌های مورد استفاده، در این بخش به بررسی عملکرد آن‌ها از منظر ورودی کنترلی، تغییرات زاویه خط دید (LOS)، و رفتار دینامیکی مسیر موشک و هدف پرداخته می‌شود. ابتدا تغییرات زاویه LOS در طول مسیر رهگیری بررسی شده سپس، تأثیر ورودی کنترلی بر اصلاح مسیر موشک و دستیابی به مسیر بهینه برای رهگیری هدف بررسی می‌شود. علاوه بر این، تغییرات فاصله نسبی موشک و هدف در طول زمان شبیه‌سازی شده و دقت کنترل‌کننده در کاهش این فاصله و هدایت موشک به نقطه برخورد ارزیابی می‌شود. در نهایت، عملکرد کنترل‌کننده پیشنهادی با کنترل‌کننده کلاسیک مقایسه شده و میزان کارایی آن در بهینه‌سازی مسیر و تضمین موفقیت مأموریت مورد تجزیه و تحلیل قرار خواهد گرفت.

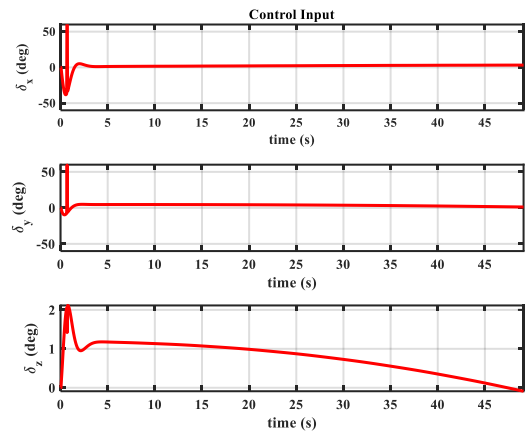
لحظه شروع پرواز این زوایا به مقادیر مرجع خود دست می‌یابند، اما در طول پرواز دچار همگرایی مناسب نمی‌شوند. این امر سبب می‌شود که مسیر موشک برای هدف قابل‌شناسایی گردد و احتمال انجام مانورهای گریز توسط هدف افزایش یابد که در نهایت ممکن است منجر به عدم برخورد موشک با هدف شود. ضرایب کنترل‌کننده PID در این پژوهش 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 موشک است که این خطی‌سازی تنها در محدوده‌های کاری خاصی معتبر خواهد بود. با توجه به ماهیت غیرخطی دینامیک موشک، 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، با وجود سادگی پیاده‌سازی، برای این سامانه کنترلی پیچیده عملکرد رضایت‌بخشی ندارد. زمان برخورد در این روش بیش‌ازحد طولانی است که از نظر عملیاتی غیرقابل‌قبول محسوب می‌شود. از آنجاکه 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 موشک باشد.

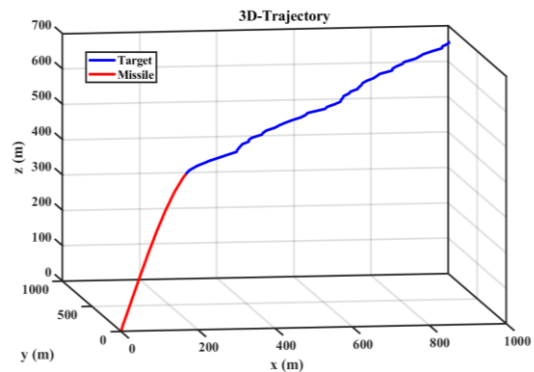
#### ۲.۴ شبیه‌سازی عملکرد یک کنترل‌کننده لغزشی متداول

در این بخش، شبیه‌سازی کنترل‌کننده مدل لغزشی متداول بحث و بررسی می‌شود. نتایج شبیه‌سازی در اشکال (۵ تا ۸) قابل مشاهده است.



شکل ۳- ورودی کنترلی موشک- کنترل‌کننده PID.

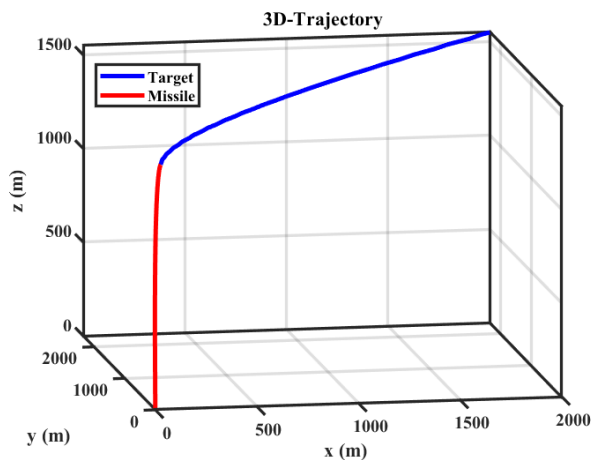
Fig. 3. Missile control input – PID controller.



شکل ۴- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل‌کننده PID.

Fig. 4. Trajectory of missile and target – PID controller.

نمودارهای ارائه‌شده در شکل‌های (۱ و ۲) نشان می‌دهند که پس از گذشت تقریباً ۵۰ ثانیه، فاصله نسبی بین موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین، زوایای ارتفاع و سمت در لحظه آغاز پرواز به مقادیر اولیه مطلوب خود می‌رسند. با این حال، عملکرد کنترل‌کننده PID با چالش‌های متعددی مواجه است که بر کارایی آن تأثیر منفی گذاشته‌اند. بر اساس نمودار شکل (۳)، ورودی کنترلی اعمال‌شده سبب شده است که موشک طبق مسیر مشخص‌شده در شکل (۴) حرکت کرده و در ارتفاعی حدود ۳۱۰ متری به هدف برخورد کند. این ارتفاع برای مأموریت‌های پدافندی مناسب نیست، زیرا در سامانه‌های پدافندی مطلوب است که رهگیری و انهدام اهداف در ارتفاعات بالاتر انجام شود تا از رسیدن تهدید به مواضع حساس جلوگیری گردد. علاوه بر این، کنترل‌کننده PID موجب افزایش بیش‌ازحد زمان پرواز شده است که از نظر عملیاتی یک ضعف مهم محسوب می‌شود. یکی دیگر از مشکلات کنترل‌کننده PID، نوسانات زوایای پرواز در طول مسیر است. اگرچه در



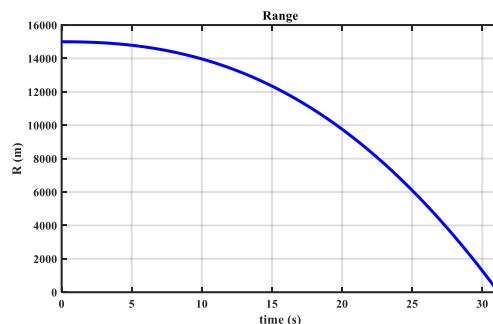
شکل ۸- مسیر پروازی موشک و هدف - کنترل کننده لغزشی متداول.

Fig. 8. Trajectory of missile and target – conventional sliding mode controller.

شکل‌های اشکال (۵ و ۶) نشان می‌دهند که در حدود ۳۲ ثانیه، فاصله نسبی بین موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین، زاویه‌های ارتفاع و جانبی به مقادیر مرجع خود در ابتدای پرواز می‌رسند. ورودی کنترل در شکل (۷) باعث شد که موشک طبق مسیر حرکت ترسیم شده در شکل (۸) به سمت هدف حرکت کند و در ارتفاع ۸۲۳ متر به هدف برخورد کند. همانطور که معلوم است، این کنترل کننده عملکرد بهتری نسبت به کنترل کننده PID دارد، اما به طور کلی می‌توان گفت که عملکرد کنترل کننده لغزشی متداول به عنوان عملکرد متوسط ارزیابی می‌شود، زیرا زمان پرواز در این کنترل کننده هنوز طولانی است و ارتفاع برخورد موشک و هدف بالاست که برای دفاع هوایی مناسب نیست. زیرا در دفاع هوایی بهتر است که موشک و هدف در ارتفاع بالاتری با هم برخورد کنند و هدف نباید به موقعیت‌های پایین‌تر نزدیک شود. همچنین، در کنترل کننده لغزشی متداول، زاویه‌ها در ابتدای پرواز موشک به مقادیر مرجع خود می‌رسند و در طول پرواز همگرا نمی‌شوند. این امر باعث می‌شود که هدف مسیر موشک را شناسایی کرده و برخورد بین موشک و هدف انجام نشود.

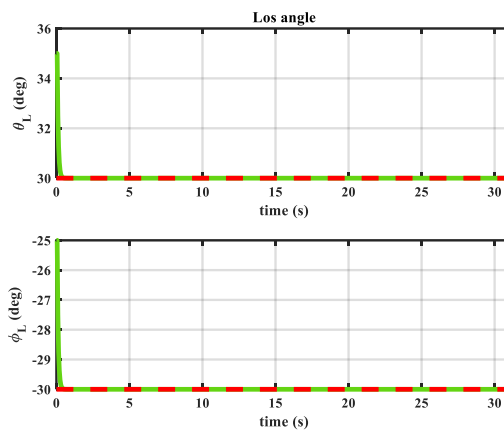
### ۳.۴ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده شبه پیوسته (QCSMC)

در این بخش، شبیه‌سازی کنترل کننده شبه پیوسته مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی در اشکال (۹ تا ۱۲) قابل مشاهده است.



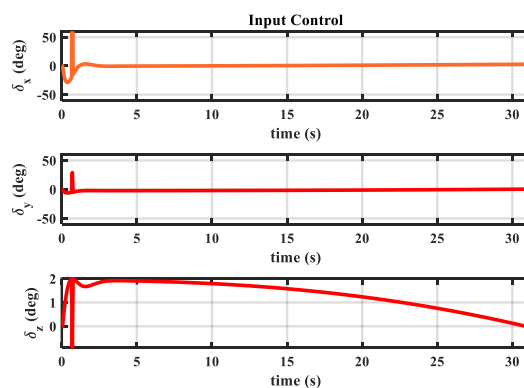
شکل ۵- فاصله نسبی بین موشک و هدف - کنترل کننده لغزشی متداول.

Fig. 5. Relative distance between missile and target – conventional sliding mode controller.



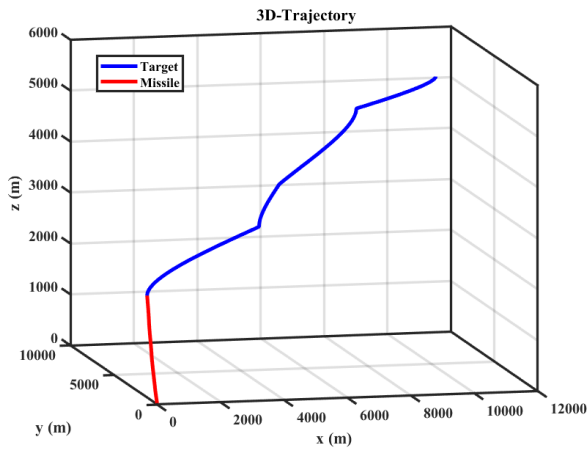
شکل ۶- تغییرات زاویه ارتفاع و زاویه جانبی - کنترل کننده لغزشی متداول.

Fig. 6. Variations of elevation and lateral angles – conventional sliding mode controller.



شکل ۷- ورودی کنترل موشک - کنترل کننده لغزشی متداول.

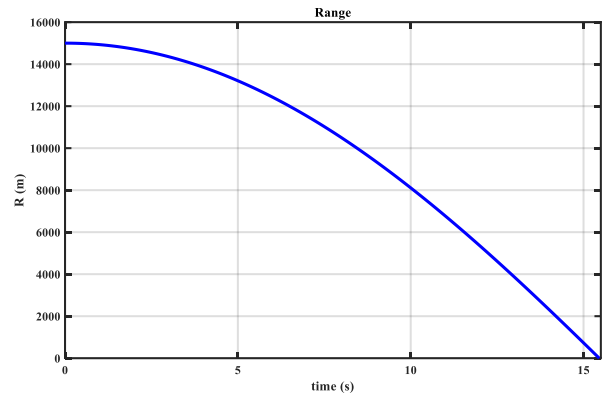
Fig. 7. Missile control input – conventional sliding mode controller.



شکل ۱۲- مسیر پروازی موشک و هدف-کنترل کننده شبه پیوسته (QCSMC).

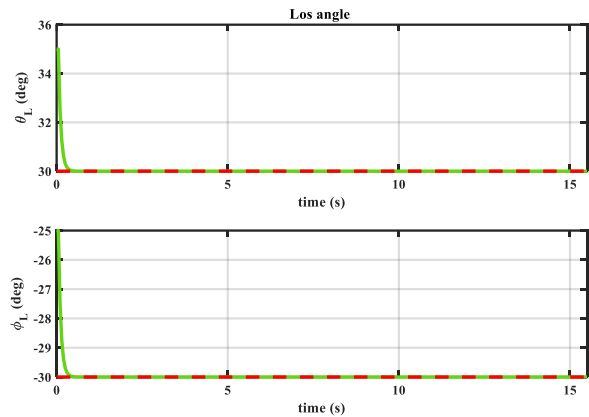
Fig. 12. Trajectory of missile and target – quasi-continuous sliding mode controller (QCSMC).

منحنی‌های ارائه شده در اشکال (۹ و ۱۰) عملکرد دینامیکی درگیر شدن موشک و هدف را نشان می‌دهند. همانطور که مشاهده می‌شود، در حدود ۱۶ ثانیه، فاصله نسبی بین موشک و هدف به صفر نزدیک می‌شود، که نشان‌دهنده این است که موشک در مدت زمان معقولی به هدف خود نزدیک می‌شود. این همگرایی سریع یک شاخص کلیدی از کارآمدی استراتژی هدایت و کنترل پیشنهادی است. علاوه بر این، زاویه‌های چرخش و انحراف، که برای کنترل جهت موشک حیاتی هستند، در حدود ۱ ثانیه به مقادیر مورد نظر خود می‌رسند، که نشان‌دهنده پاسخ‌دهی بالای سیستم کنترل است. این تنظیم سریع در زاویه‌های چرخش و انحراف نشان‌دهنده قابلیت کنترل کننده برای تطبیق سریع با شرایط پروازی متغیر و اطمینان از پیگیری دقیق مسیر پروازی است. شکل (۱۱) ورودی کنترل را نشان می‌دهد که موشک را به سمت هدف هدایت می‌کند و آن را مجبور می‌کند که مسیر نشان داده شده در شکل (۱۲) را دنبال کند. موشک با موفقیت هدف را در ارتفاع ۱۰۵۶ متر رهگیری می‌کند. این ارتفاع رهگیری اهمیت دارد زیرا اطمینان می‌دهد که موشک به‌طور مؤثر در محدوده بهینه درگیر شدن خود عمل می‌کند و نشان می‌دهد که سیستم کنترل پیشنهادی قادر است مسیر پروازی موشک را به‌گونه‌ای مدیریت کند که رهگیری موفقیت‌آمیز در ارتفاع مورد نظر انجام شود. مسیر پروازی و ورودی‌های کنترل نشان می‌دهند که سیستم قادر است هدف را در هر دو صفحه افقی و عمودی دنبال کند و به‌طور دینامیک به حرکت هدف واکنش نشان دهد. اگرچه به‌طور گسترده شناخته شده است که کنترل کننده پیشنهادی در مقایسه با کنترل کننده‌های PID و لغزشی متداول از نظر دقت و سرعت رهگیری عملکرد بهتری دارد، ارزیابی دقیق‌تر نشان می‌دهد که عملکرد کنترل کننده لغزشی شبه پیوسته (QSMC) همچنان در زمینه‌های



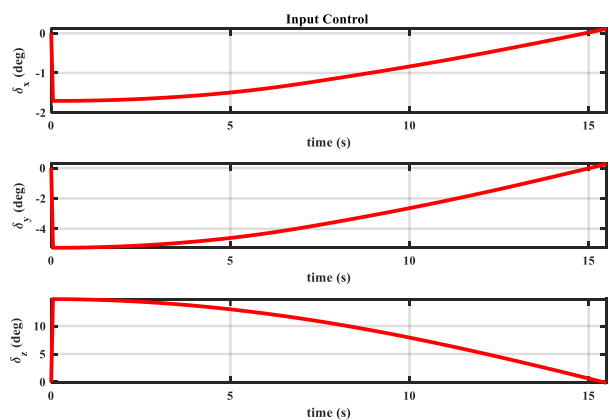
شکل ۹- فاصله نسبی بین موشک و هدف-کنترل کننده شبه پیوسته (QCSMC).

Fig. 9. Relative distance between missile and target – quasi-continuous sliding mode controller (QCSMC).



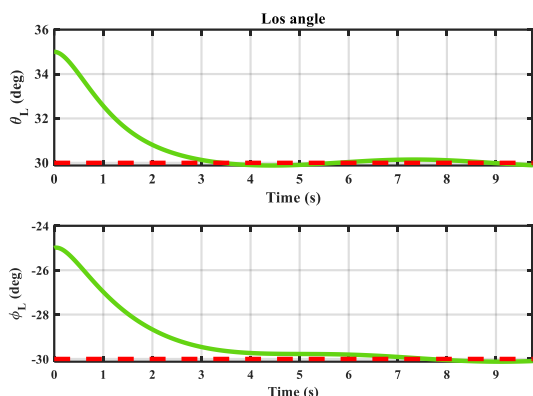
شکل ۱۰- تغییرات زاویه ارتفاع و زاویه جانبی-کنترل کننده شبه پیوسته (QCSMC)

Fig. 10. Variations of elevation and lateral angles – quasi-continuous sliding mode controller (QCSMC).



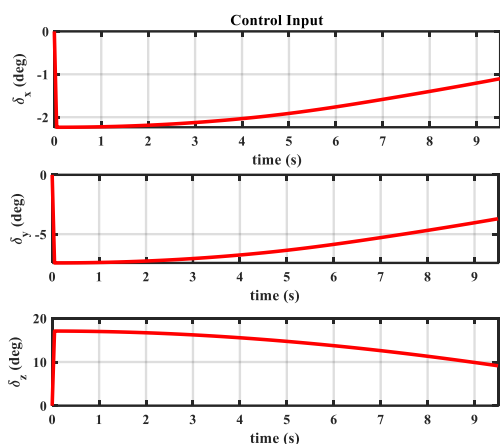
شکل ۱۱- ورودی کنترل موشک - کنترل کننده شبه پیوسته (QCSMC).

Fig. 11. Missile control input – quasi-continuous sliding mode controller (QCSMC).



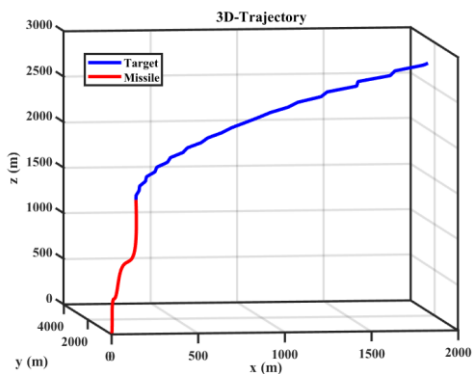
شکل ۱۴- تغییرات زاویه ارتفاع و زاویه جانبی - کنترل کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC).

Fig. 14. Variations of elevation and lateral angles – continuous high-order sliding mode controller (CHOSMC).



شکل ۱۵- ورودی کنترل موشک - کنترل کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC).

Fig. 15. Missile control input – continuous high-order sliding mode controller (CHOSMC).



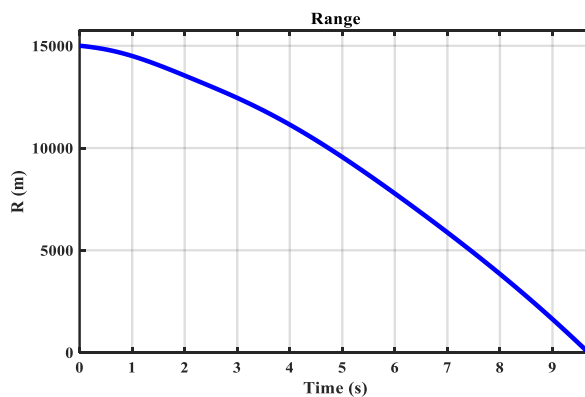
شکل ۱۶- مسیر پروازی موشک و هدف - کنترل کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC).

Fig. 16. Trajectory of missile and target – continuous high-order sliding mode controller (CHOSMC).

عملیاتی وسیع‌تر نسبتاً متوسط است. به‌ویژه، زمان پروازی مرتبط با این کنترل کننده نسبتاً زیاد است در مقایسه با عملکرد ایده‌آل یا بهینه‌ای که از سیستم‌های هدایت موشکی پیشرفته انتظار می‌رود. این زمان پروازی طولانی ممکن است در سناریوهایی که نیاز به درگیری و رهگیری سریع دارند، مانند عملیات دفاعی کوتاه‌برد یا در پاسخ به اهداف پرسرعت، مشکل ساز شود. با وجود این محدودیت‌ها، کنترل کننده QSMC همچنان پیشرفت‌های قابل توجهی نسبت به روش‌های سنتی ارائه می‌دهد، به‌ویژه در زمینه پیگیری هدف و دقت رهگیری. با این حال، برای بهبود بیشتر عملکرد کلی سیستم، اصلاحاتی در کنترل کننده پیشنهادی لازم است. به‌ویژه، بهینه‌سازی پارامترهای حاکم بر دینامیک کنترل کننده می‌تواند زمان رهگیری را کاهش دهد و ارتفاع برخورد را افزایش دهد، که باعث می‌شود سیستم در محیط‌های عملیاتی مؤثرتر شود. تحقیقات آینده می‌تواند بر روی بهبود توانایی کنترل کننده برای تطبیق دینامیکی با پروفایل‌های مختلف مأموریت و عوامل محیطی تمرکز کند، که احتمالاً منجر به تعادل کارآمدتری بین سرعت، دقت و مصرف انرژی خواهد شد. در نهایت، در حالی که کنترل کننده QSMC فعلی مزایای آشکاری نسبت به استراتژی‌های کنترلی ساده‌تر نشان می‌دهد، اصلاحات بیشتری برای بهینه‌سازی کامل عملکرد آن، به‌ویژه در کاهش زمان پرواز و افزایش ارتفاع برخورد مورد نیاز است. این امر اطمینان می‌دهد که سیستم موشکی برای سناریوهای واقعی دفاع هوایی بهتر آماده شده است، جایی که هر ثانیه و متر از زمان پرواز می‌تواند تفاوت حیاتی در موفقیت مأموریت ایجاد کند.

#### ۴.۴ شبیه‌سازی کنترل لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC)

در این بخش، شبیه‌سازی کنترل کننده پیوسته مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های (۱۳ تا ۱۶) قابل مشاهده است.

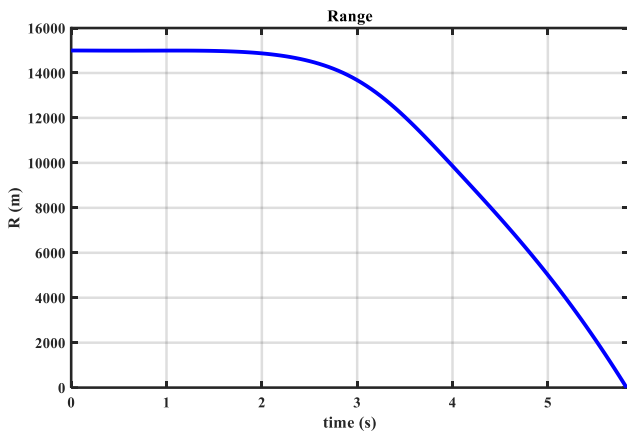


شکل ۱۳- فاصله نسبی بین موشک و هدف - کنترل کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا (CHOSMC).

Fig. 13. Relative distance between missile and target – continuous high-order sliding mode controller (CHOSMC).

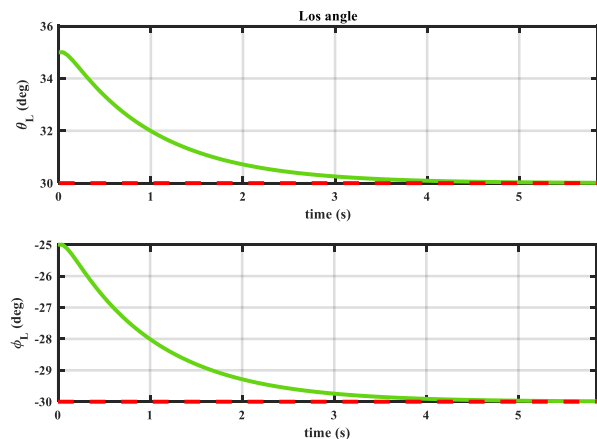
#### ۴.۵ شبیه‌سازی کنترل لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی پیشرفته (ACHOSMC)

به‌منظور بهبود عملکرد کنترل‌کننده مدل لغزشی پیوسته، یکی از پارامترهای به‌دست‌آمده در کنترل پیوسته از طریق آزمون و خطا در این بخش تطبیق داده می‌شود و شبیه‌سازی‌های آن انجام می‌شود. نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های (۱۷ تا ۲۰) قابل مشاهده است.



شکل ۱۷- فاصله نسبی بین موشک و هدف - کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا پیشرفته (ACHOSMC).

Fig. 17. Relative distance between missile and target – advanced continuous high-order sliding mode controller (ACHOSMC).

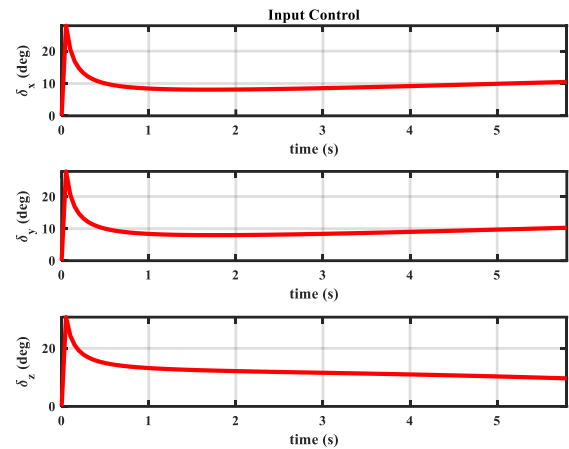


شکل ۱۸- تغییرات زاویه ارتفاع و زاویه جانبی - کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا پیشرفته (ACHOSMC).

Fig. 18. Variations of elevation and lateral angles – advanced continuous high-order sliding mode controller (ACHOSMC).

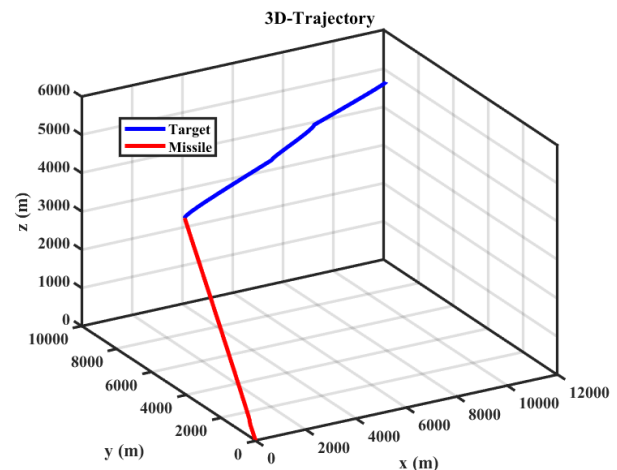
نمودار شکل (۱۳) فاصله نسبی بین موشک و هدف را نشان می‌دهد که در حدود ۹/۸۵ ثانیه کاهش می‌یابد و به صفر می‌رسد، که نشان‌دهنده این است که موشک با موفقیت هدف را رهگیری می‌کند. این زمان کوتاه رهگیری به‌ویژه برای سیستم‌های دفاع هوایی که در سناریوهای برد کوتاه فعالیت می‌کنند مناسب است، جایی که درگیری سریع حیاتی است. پس از شلیک، موشک به سرعت فاصله خود را با هدف کاهش می‌دهد و از این رو به هدف فرصتی برای مانور یا تغییر مسیر جهت فرار از موشک نمی‌دهد. در عملیات دفاعی کوتاه‌برد، این زمان پاسخ سریع اهمیت بالایی دارد، زیرا هرگونه تأخیر می‌تواند به هدف این امکان را بدهد که مانورهای فرار انجام دهد، که ممکن است موفقیت رهگیری را به خطر اندازد. علاوه بر این، شکل (۱۴)، همگرایی زاویه‌های پروازی را در زمان بهینه نشان می‌دهد. زاویه‌های چرخش و انحراف موشک به‌طور مؤثر تنظیم می‌شوند تا اطمینان حاصل شود که موشک در مسیر خود به سمت هدف باقی می‌ماند، بدون اینکه از مسیر مطلوب منحرف شود یا از آن فراتر رود. کنترل دقیق این زاویه‌ها برای اطمینان از اینکه موشک در مسیر مستقیم به سمت هدف حرکت کند و احتمال رهگیری موفق را حداکثر کند، ضروری است. شکل (۱۵) همچنین اثربخشی سیستم کنترل را با نشان دادن اینکه ورودی کنترل به‌درستی در طول پرواز موشک اعمال شده است، تأیید می‌کند. ورودی کنترل باعث می‌شود که موشک مسیر مطلوب را دنبال کند و اطمینان می‌دهد که موشک با موقعیت هدف هم‌راستا باقی می‌ماند در حالی که هر دو به یکدیگر نزدیک می‌شوند. این هم‌راستایی برای به حداقل رساندن خطر شکست رهگیری به دلیل خطاهای کوچک در مسیر یا واکنش کنترل ضروری است. همانطور که در شکل (۱۶) نشان داده شده، موشک مسیری به‌دقت برنامه‌ریزی شده را دنبال می‌کند که آن را به موقعیت هدف هدایت می‌کند. رهگیری در ارتفاع ۱۲۶۰ متر انجام می‌شود که برای اطمینان از اینکه موشک فاصله کافی دارد و احتمال فرار هدف از رهگیری از طریق تغییرات ارتفاع کاهش می‌یابد، بهینه است. این ارتفاع رهگیری اهمیت دارد زیرا اطمینان می‌دهد که موشک در محدوده درگیر شدن ایمن و مؤثر خود عمل می‌کند، جایی که هدف قادر به انجام مانورهای فرار در ارتفاع پایین یا تغییر مسیر پروازی خود به‌گونه‌ای که منجر به فرار موفقیت‌آمیز شود، نخواهد بود. به‌طور خلاصه، نتایج نشان می‌دهند که سیستم هدایت و کنترل پیشنهادی نه تنها رهگیری سریع را تضمین می‌کند، بلکه پیگیری دقیق مسیر و رهگیری در ارتفاع بهینه را نیز به‌دست می‌آورد. این شاخص‌های عملکرد نشان‌دهنده توانایی سیستم برای واکنش سریع و دقیق در سناریوهای واقعی دفاع هوایی کوتاه‌برد هستند، جایی که سرعت، دقت و تاب‌آوری برای موفقیت مأموریت ضروری است.

فرار یا تغییر مسیر جهت اجتناب از موشک نخواهد داشت. در چنین سناریوهایی که زمان واکنش اهمیت دارد، این درگیری کوتاه ولی دقیق اطمینان می‌دهد که موشک پیش از اینکه هدف اقدامی برای فرار انجام دهد، به هدف برخورد می‌کند و احتمال اصابت موفقیت‌آمیز را حداکثر می‌کند. شکل (۱۸) اثربخشی سیستم را با نشان دادن همگرایی زاویه‌های پروازی موشک به‌ویژه زاویه‌های چرخش و انحراف در زمان مناسب، بیشتر تأیید می‌کند. این همگرایی سریع و دقیق زاویه‌های پروازی اطمینان می‌دهد که موشک در طول درگیری بر روی مسیر صحیح باقی می‌ماند. با هم‌راستاسازی جهت‌گیری موشک در زمان واقعی، سیستم هدایت از هرگونه انحراف غیرضروری یا تجاوز از مسیر جلوگیری کرده و اطمینان می‌دهد که موشک همچنان در مسیر برخورد با هدف قرار دارد. همانطور که در شکل (۱۹) دیده می‌شود، مقادیر ورودی کنترل به‌درستی و به‌طور مؤثر اعمال شده‌اند و موشک را طبق خواسته به سمت هدف هدایت می‌کنند. این ورودی‌های کنترل برای اطمینان از اینکه موشک 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 موشک با وجود اغتشاشات خارجی یا عدم قطعیت‌های حرکت هدف، بر روی مسیر خود باقی می‌ماند. شکل (۲۰) مسیر پروازی موشک را نشان می‌دهد که یک مسیر منطقی و دقیق به سمت هدف دنبال می‌کند. موشک هدف را در ارتفاع ۲۲۳۰ متر رهگیری می‌کند که برای اطمینان از اینکه موشک در محدوده درگیر شدن کافی ارتفاعی عمل می‌کند، ایده‌آل است. این ارتفاع به موشک این امکان را می‌دهد که از موقعیتی به سمت هدف نزدیک شود که احتمال فرار هدف از رهگیری از طریق مانورهای مبتنی بر ارتفاع یا تغییرات ناگهانی در مسیر پروازی آن را به حداقل می‌رساند. توانایی موشک برای درگیری در چنین ارتفاعی همچنین مزیتی در جلوگیری از اقدامات مقابله‌ای یا مانورهای فراری هدف فراهم می‌آورد. به‌طور خلاصه، نتایج نشان داده‌شده 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 قابل اعتماد در ارتفاع بهینه تضمین می‌کند. این معیارهای عملکردی به‌ویژه در عملیات دفاع هوایی کوتاه‌برد اهمیت دارند، جایی که سرعت، دقت و قابلیت اطمینان برای موفقیت درگیر شدن هدف و موفقیت مأموریت ضروری است.



شکل ۱۹- ورودی کنترل موشک - کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا پیشرفته (ACHOSMC).

Fig. 19. Missile control input – advanced continuous high-order sliding mode controller (ACHOSMC).



شکل ۲۰- مسیر پروازی موشک و هدف - کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا پیشرفته (ACHOSMC).

Fig. 20. Trajectory of missile and target – advanced continuous high-order sliding mode controller (ACHOSMC).

منحنی‌های شکل (۱۷) فاصله نسبی بین موشک و هدف را در طول زمان نشان می‌دهند. همانطور که مشاهده می‌شود، فاصله در حدود ۵/۱۲ ثانیه به صفر نزدیک می‌شود، که نشان‌دهنده این است که موشک در مدت زمان بسیار کوتاهی هدف را با موفقیت رهگیری می‌کند. این زمان کوتاه رهگیری در سناریوهای دفاع هوایی کوتاه‌برد که در آن سرعت حیاتی است، مزیت زیادی دارد. کاهش سریع فاصله به این معنی است که هدف عملاً هیچ فرصتی برای انجام مانورهای

به ویژه چالش‌های مختلفی که در حین رهگیری هدف‌های متحرک در شرایط دینامیکی پیچیده و محیط‌های متغیر ایجاد می‌شود، شبیه‌سازی کرد. در این تحقیق، چهار نوع مختلف از کنترل‌کننده‌ها طراحی و شبیه‌سازی شدند که عبارتند از: کنترل‌کننده PID، کنترل‌کننده لغزشی متداول (SMC)، کنترل‌کننده لغزشی شبه‌پیوسته (QCSMC)، و در نهایت، کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی پیشرفته (ACHOSMC). نتایج شبیه‌سازی‌های انجام‌شده نشان داد که کنترل‌کننده PID، با وجود سادگی پیاده‌سازی، برای سیستم‌های هدایت موشکی پیچیده و شرایط دینامیکی متغیر کارایی مناسبی ندارد. به ویژه زمان‌های طولانی پروازی و عدم همگرایی زاویه‌های پرواز در کنترل‌کننده PID، از محدودیت‌های قابل توجه این روش است که منجر به افزایش زمان برخورد و کاهش دقت رهگیری می‌شود. به همین دلیل، استفاده از کنترل‌کننده‌های پیچیده‌تر و تطبیقی مانند کنترل‌کننده‌های لغزشی توصیه می‌شود. کنترل‌کننده‌های لغزشی متداول (SMC) و شبه‌پیوسته (QCSMC) در مقایسه با PID عملکرد بهتری را از خود نشان دادند. این کنترل‌کننده‌ها با کاهش زمان رهگیری و بهبود همگرایی مسیر پروازی، کارایی قابل توجهی در شرایط دینامیکی متغیر از خود نشان دادند. با این حال، همچنان با مشکلاتی مانند زمان پروازی نسبتاً طولانی و نیاز به بهینه‌سازی در پارامترهای دینامیک سیستم روبه‌رو بودند. بنابراین، برای مقابله با چالش‌های پیشرفته‌تر و شرایط پیچیده‌تری که در سامانه‌های دفاع هوایی واقعی وجود دارد، نیاز به استفاده از کنترل‌کننده‌های تطبیقی بیشتر احساس می‌شود.

در نهایت، کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی پیشرفته (ACHOSMC) به‌عنوان یک راه‌حل مناسب برای این نوع سیستم‌ها معرفی شد. این کنترل‌کننده با تنظیم دینامیکی دو پارامتر کلیدی در زمان واقعی، قادر است با شرایط متغیر محیطی و رفتارهای پویا و غیرقابل پیش‌بینی هدف‌ها تطبیق یابد. این تطبیق‌پذیری به ویژه در شرایطی که هدف‌ها سرعت‌های بالا و مسیرهای پیچیده‌ای دارند، موجب بهبود عملکرد سیستم شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که این کنترل‌کننده نسبت به دیگر روش‌ها در کاهش زمان رهگیری و افزایش ارتفاع برخورد موشک با هدف به‌طور قابل توجهی عملکرد بهتری دارد.

یکی از نوآوری‌های کلیدی این تحقیق، بهبود زمان پاسخ و دقت رهگیری در کنترل‌کننده ACHOSMC است که موجب افزایش کارایی سیستم‌های دفاع هوایی می‌شود. علاوه بر این، این کنترل‌کننده قادر است در شرایط اضطراری و تغییرات غیرمنتظره در محیط، عملکرد خود را حفظ کرده و رهگیری موشک را در کمترین زمان ممکن انجام دهد. به ویژه در سناریوهای برد کوتاه، که در آن زمان و دقت بسیار

در نهایت، مقایسه کمی بین نتایج کنترل‌کننده‌های مختلفی که در این مقاله مورد بررسی قرار گرفته‌اند، در جدول (۲) ارائه شده است.

جدول ۲- مقایسه پارامترهای کنترل‌کننده مختلف.

Table 2. Comparison of different controller parameters.

| Type of Controller | Flight Time (s) | Missile Altitude (m) |
|--------------------|-----------------|----------------------|
| PID                | 49.66           | 310                  |
| SMC                | 33.3            | 823                  |
| QCSMC              | 16.1            | 1056                 |
| CHOSMC             | 9.85            | 1260                 |
| ACHOSMC            | 5.12            | 2230                 |

جدول (۲) نشان می‌دهد که زمان پرواز در کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی پیشرفته به مراتب کمتر از کنترل‌کننده لغزشی متداول و کنترل‌کننده PID است. این کاهش قابل توجه در زمان پرواز نشان‌دهنده عملکرد بهتر کنترل‌کننده پیشنهادی در مقایسه با سایر روش‌ها است. علاوه بر این، ارتفاع موشک با استفاده از کنترل‌کننده پیشنهادی این مقاله برای موشک‌های پدافند هوایی مناسب‌تر است. این ویژگی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است زیرا در سیستم‌های دفاع هوایی، برخورد در ارتفاع‌های بالاتر می‌تواند احتمال موفقیت رهگیری را افزایش دهد و مانورهای فرار هدف را به حداقل برساند. بنابراین، کنترل‌کننده پیشنهادی نه تنها در زمان کوتاه‌تری هدف را رهگیری می‌کند، بلکه در ارتفاع مناسب‌تری برخورد را انجام می‌دهد که این امر آن را برای استفاده در سیستم‌های پدافند هوایی کارآمدتر می‌سازد.

## ۵ نتیجه‌گیری

این مقاله یک استراتژی پیشرفته برای هدایت و کنترل سیستم‌های موشکی دفاع هوایی با استفاده از کنترل‌کننده لغزشی پیوسته مرتبه بالا (HOCSMC) برای مدل هدف-موشک سه‌بعدی معرفی کرد. از آنجایی که در سیستم‌های دفاع هوایی، زمان و دقت به‌عنوان عوامل حیاتی برای موفقیت مأموریت در نظر گرفته می‌شوند، این تحقیق به بررسی و مقایسه چندین کنترل‌کننده پیشرفته و متداول پرداخته است. در ابتدا، معادلات هدایت و کنترل یکپارچه برای هر دو سیستم موشک و هدف استخراج شد و تمامی دینامیک‌ها و تعاملات موجود بین این دو سیستم مورد توجه قرار گرفت. این مدل‌سازی جامع، امکان بررسی دقیق‌تر سناریوهای واقعی درگیری موشک و هدف را فراهم کرد و

- Forum, Paper 1463, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2020.06.012>.
- [7] J. Guo, Q. Peng, and Z. Guo, "SMC-based integrated guidance and control for beam riding missiles with limited LBPU," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 57, no. 5, pp. 2969-2978, 2021.
- [8] B. Zhao, Z. Feng, and J. Guo, "Integral barrier Lyapunov functions-based integrated guidance and control design for strap-down missile with field-of-view constraint," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 43, no. 6, pp. 1464-1477, 2021, <https://doi.org/10.1177/014233122098132>.
- [9] Z. Li, Q. Dong, X. Zhang, H. Zhang, and F. Zhang, "Field-to-view constrained integrated guidance and control for hypersonic homing missiles intercepting supersonic maneuvering targets," *Aerospace*, vol. 9, no. 11, 2022, Art. no. 640, <https://doi.org/10.3390/aerospace9110640>.
- [10] Z. Fu, K. Zhang, and S. Yang, "Research on three-dimensional integrated guidance and control design with multiple constraints," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2022, no. 1, 2022, Art. no. 6296770, <https://doi.org/10.1155/2022/6296770>.
- [11] H. Zhou and X. Zhao, "Robust integrated guidance and control design for angle penetration attack of multimissiles," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2022, no. 1, 2022, Art. no. 9391236, <https://doi.org/10.1155/2022/9391236>.
- [12] X. Liang, B. Xu, K. Jia, and X. Liu, "Adaptive NN control of integrated guidance and control systems based on disturbance observer," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 360, no. 1, pp. 65-86, 2023.
- [13] Z. Li, X. Zhang, H. Zhang, and F. Zhang, "Three-dimensional approximate cooperative integrated guidance and control with fixed-impact time and azimuth constraints," *Aerospace Science and Technology*, vol. 142, 2023, Art. no. 108617, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108617>.
- [14] Y. Dong, Z. Xu, X. Wang, Y. Zheng, and M. Hou, "Research on the integrated design of missile guidance control considering the angle of attack constraint," *Academic Journal of Engineering and Technology Science*, vol. 6, no. 2, pp. 7-16, 2023.
- [15] X. Tang, J. Yu, X. Dong, and Z. Ren, "Integrated guidance and control with impact angle and general field-of-view constraints," *Aerospace Science and Technology*, vol. 144, 2024, Art. no. 108809, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108809>.
- [16] J. Guo, Y. Zhou, and M. Zhou, "Adaptive control law based integrated guidance and control design for missile with the radome error compensation," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace*

حائز اهمیت است، این کنترل‌کننده بهترین عملکرد را ارائه می‌دهد. این پژوهش تأکید می‌کند که استفاده از کنترل‌کننده‌های تطبیقی در سامانه‌های هدایت و کنترل موشکی، نه تنها کارایی سیستم را افزایش می‌دهد بلکه اثربخشی آن را در سناریوهای عملیاتی پیچیده و در معرض تغییرات محیطی نیز بهبود می‌بخشد. در واقع، کنترل‌کننده‌های لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی می‌توانند راه‌حلی مؤثر برای چالش‌های پیش روی سیستم‌های دفاع هوایی مدرن باشند. این تحقیق پیشنهاد می‌کند که در پژوهش‌های آتی، بهینه‌سازی این کنترل‌کننده‌ها با استفاده از الگوریتم‌های پیشرفته‌تر، به‌ویژه در زمینه کاهش زمان پروازی و افزایش ارتفاع برخورد، مورد توجه قرار گیرد. همچنین، می‌توان این کنترل‌کننده‌ها را در سیستم‌های پهپادهای انتحاری نیز به‌منظور بهبود عملکرد آن‌ها در مواجهه با تهدیدات متحرک و شرایط محیطی متغیر مورد استفاده قرار داد. در نهایت، به‌طور کلی، این مقاله اهمیت پیشرفت‌های کنترل تطبیقی در سیستم‌های دفاع هوایی را برجسته کرده و می‌تواند به‌عنوان مبنای تحقیقاتی برای طراحی و توسعه سامانه‌های موشکی با دقت بالا و زمان واکنش سریع‌تر در آینده مورد استفاده قرار گیرد.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
- [2] N. F. Palumbo, R. A. Blauwkamp, and J. M. Lloyd, "Basic principles of homing guidance," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, vol. 29, no. 1, pp. 25-41, 2010.
- [3] N. Harl and S. Balakrishnan, "Reentry terminal guidance through sliding mode control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 33, no. 1, pp. 186-199, 2010.
- [4] X. H. Wang, C. P. Tan, and L. P. Cheng, "Impact time and angle constrained integrated guidance and control with application to salvo attack," *Asian Journal of Control*, vol. 22, no. 3, pp. 1211-1220, 2020, <https://doi.org/10.1002/asjc.1991>.
- [5] J. Tian, N. Xiong, S. Zhang, H. Yang, and Z. Jiang, "Integrated guidance and control for missile with narrow field-of-view strapdown seeker," *ISA Transactions*, vol. 106, pp. 124-137, 2020.
- [6] A. Sinha, S. R. Kumar, and D. Mukherjee, "Integrated guidance and control for dual control interceptors under impact time constraint," in *AIAA Scitech 2021*

*Computing, Information and Control*, vol. 17, no. 2, pp. 581-593, 2021.

- [18] M. Cross, Missile interceptor integrated guidance and control: Single-loop higher-order sliding mode approach, The University of Alabama in Huntsville, 2020.

*Engineering*, vol. 238, no. 4, pp. 361-371, 2024, <https://doi.org/10.1177/0954410023122407>.

- [17] H. Qian and T. Li, "Integrated guidance and control for missiles with three-dimensional impact angle constrained," *International Journal of Innovative*