



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 9, No. 3, pp. 73-84, 2025

<https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.5>

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



Original Research Paper

# Application of Adaptive Higher-Order Continuous Sliding Mode Hybrid Controller with Neural Network in Defensive Missiles

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 September 2024

Revised 01 December 2024

Accepted 18 December 2024

Available Online 29 December 2024

### Keywords:

Missile

Sliding mode controller

Defense

Integrated guidance and control

## ABSTRACT

This study focuses on the design and simulation of an adaptive higher-order continuous sliding mode hybrid controller, enhanced with a neural network, for surface-to-air missile systems. The objective is to reduce both the flight time and miss distance in two-dimensional interception scenarios. A baseline sliding mode controller is initially developed, followed by the implementation of a higher-order adaptive continuous variant. The proposed hybrid controller integrates a neural network within the guidance and control loop to dynamically compensate for modeling uncertainties and improve tracking precision. Simulation results confirm that the integrated approach significantly enhances system responsiveness and target acquisition accuracy. Compared to the conventional sliding mode controller, the hybrid method achieves an 87% reduction in time-to-hit, demonstrating substantial improvement in interception performance.

\* 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, "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, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.5>.

## COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

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





# کاربرد کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی با شبکه عصبی در موشک‌های پدافندی

محمد مهدی سوری<sup>۱</sup> و سیدحسین 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 پژوهش به طراحی و شبیه‌سازی کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی همراه با شبکه عصبی برای یک موشک زمین به هوا به منظور کمینه کردن زمان پرواز موشک تا هدف پرداخته شده است. مدل سازی موشک و هدف در این مقاله به صورت دو بعدی در نظر گرفته می‌شود و بهبود کنترل کننده‌ها جهت کمینه شدن فاصله برخورد تا هدف و زمان پرواز ایجاد شده است. نوآوری این مقاله طراحی کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی با تلفیق شبکه عصبی در مدل هدایت و کنترل یکپارچه است. ابتدا کنترل کننده مود لغزشی متداول طراحی می‌شود، سپس به طراحی کنترل کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی پرداخته می‌شود. در ادامه با افزودن شبکه عصبی، عملکرد کنترل کننده پیشنهاد شده بهبود می‌یابد. باتوجه به نتایج شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که استفاده از کنترل کننده پیشنهادی و به‌کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه، زمان برخورد باهدف به مقدار ۸۷ درصد، نسبت به کنترل کننده مود لغزشی متداول کاهش یافته است.

## اطلاعات مقاله

### تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۷ شهریور ۱۴۰۳  
بازنگری ۱۱ آذر ۱۴۰۳  
پذیرش ۲۸ آبان ۱۴۰۳  
اولین انتشار ۰۹ دی ۱۴۰۳

### واژه‌های کلیدی:

موشک  
کنترل کننده مود لغزشی  
پدافند  
هدایت و کنترل یکپارچه

\* 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, "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, (in Persian). <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.5>.

## COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

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

## فهرست علائم

### علائم انگلیسی

$r$	برداری موقعیت ( $m$ )
$a$	برداری شتاب ( $m/s^2$ )
$A$	منطقه مرجع آیرودینامیک ( $m^2$ )
$\Omega_\omega$	برداری نرخ خط دید
$XY$	مختصات اینرسی
$\hat{r}\hat{n}\hat{\omega}$	مختصات خط دید
$xyz$	مختصات بدنه
$x$	برداری حالت
$\delta$	برداری ورودی کنترلی ( $deg$ )
$d$	برداری اغتشاش
$F$	نیروی آیرودینامیکی ( $N$ )
$M$	گشتاور وارد بر بدنه ( $N.m$ )
$m$	جرم ( $kg$ )
$\bar{q}$	فشار دینامیکی ( $pa$ )
$l$	طول مرجع آیرودینامیک ( $m$ )
$\alpha$	زاویه حمله ( $deg$ )
$q$	نرخ زاویه فراز ( $deg$ )
$\theta$	زاویه فراز ( $deg$ )
$\lambda$	زاویه خط دید ( $deg$ )
$U$	محور اولیه متصل به بدنه
$N$	تعداد گام‌های زمانی قبلی
$\gamma_M$	زاویه مسیر پرواز ( $deg$ )

### زیرنویس

$M$	موشک
$T$	هدف
$r$	خط دید
$n$	عمود بر خط دید

## ۱ مقدمه

بر خلاف ساختار اتوپایلوت سه حلقه مرسوم، هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) یک چارچوبی یکپارچه است که در آن هدایت و کنترل به جای آنکه مستقل از هم باشند، به صورت یکپارچه درون هم در نظر گرفته می‌شود. قرار دادن هدایت و کنترل در یک سیستم واحد یکپارچه، پتانسیل بهینه‌سازی آن را بهبود می‌بخشد. زیرا بهینه‌سازی پارامترها می‌تواند به طور مستقیم انجام شود. توابع هزینه شامل پارامترهای کلیدی عملکرد مانند سرعت نسبی نزدیک شدن موشک و هدف، زاویه خط دید، زاویه برخورد، و پارامترهای بسیاری که به آسانی در دسترس اتوپایلوت نیستند، اکنون به طور مستقیم در دسترس هستند. با کاهش فاصله تا هدف، تغییرات کوچک در هندسه منجر به دستورات شتاب بزرگ می‌شود که می‌تواند از محدوده عملکرد اتوپایلوت فراتر رود. علاوه بر این، اتوپایلوت نمی‌تواند خود را بر اساس سینماتیک درگیری نسبی تنظیم کند، زیرا این اطلاعات را دریافت نمی‌کند. در نتیجه سیستم های هدایت و کنترل معمولی برای بهبود پایداری به کوچک کردن ثابت زمانی اتوپایلوت متکی هستند [۱، ۲].

### ۱.۱ پیشینه پژوهش

یکی از رویکردهای اصلی IGC با استفاده از SMC در سال ۲۰۱۰ توسط Harrell و Balakrishnan با استفاده از کنترل حالت لغزشی درجه دوم ترمینال ارائه شد [۳]. در سال ۲۰۲۰، Wang و همکاران یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با زاویه برخورد محدود را برای موشک برای دستیابی به قابلیت حمله همه جانبه پیشنهاد کردند [۴]. برای بهبود توانایی آسیب رساندن به هدف، در سال ۲۰۲۰، Tian و همکاران، یک مدل یکپارچه برای جلوگیری از مشکلات عملی مانند محدودیت میدان دید ارائه کرد و محدودیت میدان را با تبدیل خروجی به اشباع ورودی حل کردند [۵]. در سال ۲۰۲۱، Sinha و همکاران یک مدل هدایت و کنترل یکپارچه را با زمان محدود ارائه کردند. در این تحقیق به دلیل سادگی طراحی، از کنترل حالت لغزشی استفاده شده است، در حالی که از یک مشاهده گر اغتشاش زمان محدود غیر خطی برای تخمین مانور هدف استفاده شده است [۶]. Jianguo Guo و همکاران برای اطمینان از محدودیت انحراف خط و همگرایی سریع در یک زمان ثابت، یک قانون جدید هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) برای موشک‌های سوار بر پرتو لیزری که در معرض واحد پرتو لیزر محدود (LBPU) قرار می‌گیرند، پیشنهاد کردند [۷]. همچنین Bin Zhao و همکاران مسئله طراحی هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) برای موشک‌هایی با محدودیت میدان دید (FOV) با استفاده از انتگرال لیاپانوف (iBLF) و تئوری کنترل حالت لغزشی ارائه کردند [۸]. در سال ۲۰۲۲، Lee مدل یکپارچه‌ای را برای موشک‌های مافوق صوت پیشنهاد کرد. در این طرح، اهداف پرسرعت با

وابسته به حالت به دست می‌آید. سپس، از آنجایی که درجات نسبی محدودیت‌های عمومی FOV مطابق مدل IGC از یک فراتر می‌رود، توابع کنترل مرتبه بالا ساخته می‌شوند. قانون IGC با برنامه ریزی درجه دوم اصلاح می‌شود. سپس، روش پیشنهادی به مورد ردیابی هدف مانور با استفاده از یک چارچوب مختصات نسبی گسترش می‌یابد. در نهایت، شبیه‌سازی‌های عددی برای تایید اثربخشی روش پیشنهادی انجام می‌شود [۱۵]. Jianguo Guo یک طراحی هدایت و کنترل یکپارچه را برای موشک‌های آشیانه یاب با جبران خطا ارائه می‌کند تا مشکلات هدایت را برطرف کند. اولاً، یک مدل ریاضی از سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با جبران خطا با ادغام دینامیک موشک و سینماتیک درگیری بین موشک و هدف زمینی بر روی حرکت طولی ساخته شده است [۱۶]. در این مقاله طراحی کنترل‌کننده ترکیبی مود لغزشی مرتبه بالای پیوسته تطبیقی و شبکه عصبی در موشک‌های پدافندی برای مدل هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد شده است. ابتدا معادلات مدل هدایت و کنترل یکپارچه موشک و هدف در فضای دو بعدی استخراج شده و سپس به طراحی کنترل‌کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای پیوسته تطبیقی پرداخته می‌شود. در ادامه با اضافه کردن شبکه عصبی کارایی کنترل‌کننده مقاله بهبود می‌یابد. به منظور نشان دادن برتری کنترل‌کننده پیشنهادی، این کنترل‌کننده با کنترل‌کننده مود لغزشی متداول مقایسه می‌شود. نوآوری این مقاله طراحی کنترل‌کننده ترکیبی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی با تلفیق شبکه عصبی در مدل هدایت و کنترل یکپارچه است. باتوجه به شبیه‌سازی‌ها نشان داده شد که استفاده از کنترل‌کننده ارائه شده و به کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه، فاصله از دست دهی نهایی موشک به هدف و زمان برخورد در مقایسه با کنترل‌کننده مود لغزشی متداول کاهش یافته است.

## ۲ مدل‌سازی ریاضی

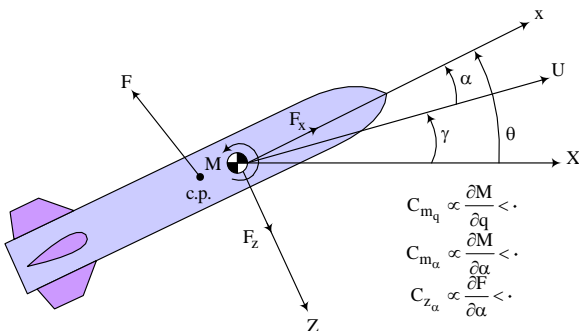
سناریوی درگیری موشک-هدف شامل تلاش موشک برای رهگیری یک هدف از طریق تغییر جهت مسیر است. در حین هدایت آشیانه یابی، از حسگرهای داخل موشک برای هدایت تا زمانی که برخورد رخ دهد استفاده می‌شود. شرایط اولیه این سناریو شامل سه فرض اصلی است. یک: هدایت‌بخش میانه مسیر با موفقیت انجام شده است. دو: سرعت موشک و هدف در مسیر برخورد نزدیک به هم است. سه: در لحظه برخورد سرعت نسبی موشک -هدف صفر خواهند شد. هندسه این سناریو درگیری در شکل ۳ نشان داده شده است.

هدف از این مقاله طراحی الگوریتم یکپارچه هدایت و کنترل مناسب با استفاده از کنترل‌کننده پیش بین مدل خطی و غیرخطی به منظور رهگیری دقیق هدف خواهد بود. از این رو ابتدا به بیان مسئله درگیری موشک-هدف که شامل تمام موضوعات مورد نیاز برای

استفاده از کنترلر مدل لغزشی با دقت مناسب مورد اصابت قرار می‌گیرند و با استفاده از روش مونت کارلو، فاصله از دست دهی به حداقل کاهش می‌یابد [۹]. و Zhenhua Fua روش هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) پیشنهاد کرده است که محدودیت زاویه خط دید (LOS)، محدودیت‌های حالت کامل و اشباع ورودی را در نظر می‌گیرد. در ابتدا، یک مدل طراحی IGC با در نظر گرفتن جفت شدن کامل سه کانال ساخته می‌شود و یک مشاهده‌گر اغتشاش همگرایی با زمان ثابت برای تخمین و جبران اختلالات ناشناخته در مدل استفاده می‌شود [۱۰]. Huan Zhou استراتژی کنترل انحراف زاویه دید و زاویه حمله در این مقاله ارائه کرده است و مدل سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه، باتوجه به ویژگی‌های زاویه حمله ایجاد می‌شود. سپس، یک کنترل‌کننده هدایت و کنترل یکپارچه برای زاویه حمله با استفاده از کنترل سطح دینامیکی تطبیقی، با محدودیت‌های دینامیکی، اشباع ورودی غیرخطی، و محدودیت‌های خط دید و زاویه حمله پایانی طراحی می‌شود [۱۱]. در سال ۲۰۲۳ Xiaohui Liang و همکاران سیستم هدایت و کنترل موشک یکپارچه غیرخطی را با عدم قطعیت‌ها و اختلالات خارجی بررسی کردند و یک طرح کنترل شبکه عصبی تطبیقی (NN) جدید را با کمک برآوردهای به دست آمده توسط NN و مشاهده‌گر اغتشاش (DOB) پیشنهاد کردند. در این مقاله، قانون یادگیری NN و DOB باتوجه به خطاهای ردیابی و تخمین به روز می‌شوند. تحت عملکرد قوانین NN تطبیقی پیشنهادی، یک ویژگی ردیابی خوب و اثرات هدایتی را می‌توان برای سیستم هدایت و کنترل موشک یکپارچه (IGC) به دست آورد. در نهایت نتایج شبیه سازی دو سناریوی مختلف نشان دهنده درستی طرح‌ها می‌باشد [۱۲]. Zhibing Li و همکاران یک طرح جدید سه بعدی (D<sup>3</sup>) تقریبی هدایت و کنترل یکپارچه (ACIGC) مبتنی بر کنترل بازگشت به عقب (BC)، کنترل حالت لغزشی (SMC)، کنترل سطح دینامیک (DSC) پیشنهاد کردند. مشاهده گر حالت توسعه یافته (ESO) برای چندین موشک مافوق صوت STT که به طور همزمان به اهداف مانوردار زمینی حمله می‌کنند، در این مطالعه پیشنهاد شده است [۱۳]. Yuanping Dong و همکاران مسئله طراحی یکپارچه هدایت و کنترل موشک را باتوجه به محدودیت زاویه حمله بررسی کردند. ابتدا مراحل ساخت مدل مجموعه تشریح شده است. دوم، ترکیب با این واقعیت که تئوری کنترل مدرن با موفقیت در طراحی سیستم‌های تسلیحات موشکی به کار گرفته شده، بررسی شده است [۱۴]. Xiangyu و همکاران در سال ۲۰۲۴ مسئله طراحی قانون هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) را با محدودیت‌های زاویه ضربه و میدان دید عمومی (FOV) بررسی می‌کند. ابتدا، مدل IGC برای ردیابی هدف متحرک غیر مانوردهنده توسط ماتریس‌های حالت، پارامترسازی می‌شود. قانون IGC برای رهگیری هدف با زاویه ضربه مورد نظر با حل معادله Riccati

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{v}_r \\ \dot{\lambda} \\ \dot{v}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_r \\ \frac{v_n^2}{r} \\ \frac{r}{v_n} \\ \frac{r}{-v_r v_n} \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{M_r} \\ a_{M_n} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ a_{T_r} \\ 0 \\ a_{T_n} \end{bmatrix} \quad (5)$$

این نمایش به شکل  $\dot{x} = A(x) + Bu + \rho$  است که بردار  $x$  بردار حالت،  $u$  بردار کنترل و  $\rho$  اغتشاش است. اگرچه این معادله به طور دقیق سینماتیک درگیری را توصیف می کند، اما دینامیک موشک را نادیده می گیرد و یک بردار کنترل غیرعملی ایجاد می کند. همان طور که در سینماتیک درگیری نشان داده شد، یک موشک برای رهگیری یک هدف در حال مانور باید شتاب  $a_{M_n}$  داشته باشد. برای یک موشکی که درون جو قرار دارد، چرخش بدنه مهم ترین عمل برای ایجاد نیروهای لازم برای شتاب دادن به موشک خنثی کردن مانور هدف است. بنابراین، دینامیک موشک چرخشی باید به طور دقیق مدل شود. در شکل ۲ دینامیک سیستم نمایش داده شده است که در آن  $x, z$  سیستم مختصات متصل به بدنه،  $U$  محور اولیه متصل به بدنه،  $X$  محور اولیه متصل به همان چارچوب مرجع اینرسی است که در سینماتیک درگیری استفاده می شود. زاویه حمله  $\alpha$ ، زاویه مسیر پرواز  $\gamma$ ، و زاویه اوج  $\theta$ ، جهت گیری این سیستم های مختصات را نسبت به یکدیگر دنبال می کنند. در این سناریو، زاویه حمله  $\alpha$  منجر به نیروی آیرودینامیکی  $F$  روی بدنه در مرکز فشار موشک می شود. سپس این نیرو به صورت مجموعه ای از نیروها  $F_x, F_z$  و یک گشتاور  $M$  در مرکز جرم نمایش داده می شود.

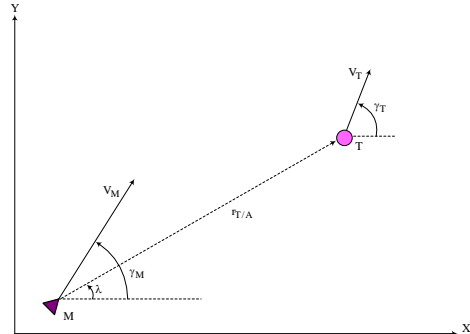


شکل ۲- دینامیک موشک [۱۷].

Fig. 2. Missile dynamics [17].

معادلات دینامیک موشک را در فضای حالت به صورت زیر می توان در نظر گرفت [۱۷].

مدل سازی دقیق از جمله سینماتیک درگیری، دینامیک موشک، مدل هدایت و کنترل یکپارچه، استراتژی رهگیری و هدایت است می پردازیم.



شکل ۱- سینماتیک درگیری [۱۷].

Fig. 1. Engagement kinematics [17].

هندسه درگیری در شکل ۱ در نظر گرفته می شود که در آن بردار خط دید، موقعیت هدف را نسبت به موشک مشخص می کند. اگر از سیستم مختصات ثابت اندازه گیری استفاده شود، رابطه نسبی بین بردارهای موقعیت موشک  $r_M$  و هدف  $r_T$  به صورت زیر نوشته می شود [۱۷].

$$r_T = r_M - r_{T/M} \quad (1)$$

با مشتق گیری از رابطه ۱ نسبت به زمان، رابطه نسبی سرعت ها و شتاب ها نیز به دست می آیند. همچنین علاوه بر مختصات اصلی که بیان شد، برای ردیابی بهتر یک سیستم مختصات چرخشی  $\omega, n, r$  برای این سینماتیک مورد نیاز است. این سیستم مختصات روی موشک ثابت است و فرض بر این است که محور اصلی آن همیشه در امتداد خط دید قرار دارد. بنابراین این سیستم نسبت به مرجع اینرسی ثابت  $Z, Y, X$  می چرخد. در نتیجه معادلات سرعت و شتاب نسبی به صورت زیر می شوند [۱۷].

$$v_T - v_M = \dot{r}\hat{r} + r\Omega_\omega\hat{n} \quad (2)$$

$$a_T - a_M = (\ddot{r} - r\Omega_\omega^2)\hat{r} + (r\dot{\Omega}_\omega - 2\dot{r}\Omega_\omega)\hat{n} + r\Omega_r\Omega_\omega\hat{\omega} \quad (3)$$

در معادلات فوق  $r$  فاصله نسبی موشک و هدف و  $\Omega_M = \dot{r}$  نرخ تغییرات زاویه خط دید موشک هدف است. همچنین  $\dot{\Omega}_\omega$  به صورت معادله ۴ نوشته می شود [۱۷].

$$\dot{\Omega}_\omega = \frac{\dot{v}_n}{r} - \frac{v_n\dot{r}}{r^2} \quad (4)$$

با ترکیب معادلات فوق و در نظر گرفتن متغیرهای حالت مناسب، معادلات فضای حالت سینماتیک درگیری به صورت زیر ارائه می شوند [۱۷].

### 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.

### ۱.۳ طراحی کنترل کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا

#### تطبیقی

در این بخش یک کنترل کننده مد لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی (ACHOSMC) برای هدایت و کنترل یکپارچه و رهگیری موشک طراحی شده است. قانون کنترلی به صورت معادله ۱۰ تعریف می‌شود [۱۷].

$$u(t) = u_b(t) - u_s(t) \quad (10)$$

همانطور که از معادله ۱۰ مشخص است، این کنترل کننده شامل دو قسمت خواهد بود. قسمت اول  $u_b(t)$  به صورت معادله ۱۱ تعریف می‌شود.

$$u_b(t) = -\gamma_1 |\sigma|^{\alpha_1} \text{sign}(\sigma) \dots - \gamma_r |\sigma^{(r-1)}|^{\alpha_r} \text{sign}(\sigma^{(r-1)}) \quad (11)$$

در معادله ۱۱  $r$  درجه نسبی مدل است که در این مسئله، درجه نسبی برابر ۳ است. همچنین  $\sigma$  سطح لغزش  $(\sigma = v_n)$  می‌باشد و مقادیر مختلف برای  $\alpha$  ثابت‌هایی بین ۰ و ۱ هستند که از رابطه ۱۲ به دست می‌آید.

$$\alpha_{i-1} = \frac{\alpha_i \alpha_{i-1}}{2\alpha_{i+1} - \alpha_i}, \quad i = 2, \dots, r \quad (12)$$

$$\alpha_{r+1} = 1$$

ضرایب  $\gamma_1$  الی  $\gamma_r$  باید در معادله ۱۳ صدق کند، به طوری که این چند جمله‌ای هرویتز باشد.

$$p^r + \gamma_r p^{r-1} + \dots + \gamma_2 p + \gamma_1 \quad (13)$$

قسمت دوم کنترل کننده به صورت معادله ۱۴ قابل بیان است.

$$\begin{pmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha} & 1 & 0 \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\alpha} & \frac{\bar{q}Sl^2}{I_{yy}2U_0} C_{mq} & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\delta} \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\delta} \\ 0 \end{bmatrix} \delta \quad (6)$$

در معادلات فوق  $C_{z\alpha}$  و  $C_{m\alpha}$  و  $C_{mq}$  مشتقات پایداری  $C_{z\delta}$  و  $C_{m\delta}$  مشتقات کنترل‌اند.

مدل درگیری یکپارچه با ترکیب سینماتیک درگیری و دینامیک موشک استخراج می‌شود که واسطه بین سینماتیک و دینامیک، شتاب جانبی موشک است [۱۷].

$$a_{M,z} = \frac{\bar{q}A}{m} (C_{z\alpha} \alpha + C_{z\delta} \delta) \quad (7)$$

که در نتیجه معادلات این سیستم به فرم زیر خواهد شد [۱۷].

$$\begin{pmatrix} \dot{r} \\ \dot{v}_r \\ \dot{\lambda} \\ \dot{v}_n \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_r \\ \frac{v_n^2}{r} + \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha} \alpha \sin(\lambda - \theta) \\ \frac{v_n}{r} \\ -\frac{v_n v_r}{r} + \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha} \alpha \cos(\lambda - \theta) \\ \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha} \alpha + q \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\alpha} \alpha + \frac{\bar{q}Sl^2}{I_{yy}2U_0} C_{mq} q \\ q \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{\bar{q}Sl}{m} C_{z\delta} \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\delta} \\ 0 \end{pmatrix} \delta + \begin{pmatrix} 0 \\ a_{Tr} \\ 0 \\ a_{Tn} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (8)$$

معادله ۸ را می‌توان به فرم معادله ۹ بیان کرد که  $d$  اغشتاش وارد به سیستم است [۱۷].

$$\dot{x} = a(x, t) + B\delta(t) + dy = v_n \quad (9)$$

$$s_i(z) = \exp\left\{-\frac{(z - \xi_i)^T(z - \xi_i)}{\eta_i}\right\}, i = 1, 2, \dots, N \quad (22)$$

در رابطه (۲۲)،  $\xi$  و  $\eta$  به ترتیب مرکز و عرض هر تابع سیگموئید هستند. طبق روابط بالا می توان ورودی کنترلی را به صورت رابطه (۲۳) بیان نمود.

$$\delta_{nn} = \widehat{W}\overline{\Phi}_R + KS \quad (23)$$

در (۲۳)،  $\widehat{W}$  وزن های شبکه عصبی،  $\overline{\Phi}_R$  و  $K$  نیز یک ثابت است که از بهینه سازی به دست می آید. ورودی های به کار رفته در رگرسیون (۲۲) به صورت  $z = [e, x]^T$  در نظر گرفته می شوند. متغیر خطای  $S$  طبق (۲۴) تعریف می شود.

$$S = \lambda e \quad (24)$$

در این رابطه،  $\lambda$  نیز یک ثابت است که در بهینه سازی محاسبه می شود. قانون به روزرسانی وزن های شبکه عصبی RBFNN در (۲۵) آورده شده است.

$$\widehat{W} = \Gamma(S\overline{\Phi}_R - \alpha E - \beta Y) \quad (25)$$

در این رابطه،  $\alpha$ ،  $\Gamma$ ،  $\beta$  ماتریس های مثبت هستند که برای آموزش شبکه به کار می روند؛ هم چنین  $E$  یک ماتریس کمکی است که از (۲۶) به دست می آید.

$$E = \widehat{W}P - Q \quad (26)$$

ماتریس های کمکی  $P$  و  $Q$  از معادلات دیفرانسیل (۲۷) قابل محاسبه می باشند.

$$\begin{aligned} \dot{P} &= -lP + \kappa\Phi_f\Phi_f^T, & P(0) &= 0 \\ \dot{Q} &= -lQ + \kappa\tau_f\tau_f^T, & Q(0) &= 0 \end{aligned} \quad (27)$$

در (۲۷)،  $l$  و  $\kappa$  ثابت هایی هستند که از بهینه سازی به دست می آیند.  $\Phi_f$  یک رگرسیون است که به روشی مشابه با  $\overline{\Phi}_R$  به دست می آید.  $\tau_f$  هم متغیر فیلتر شده ورودی کنترلی است که از (۲۸) محاسبه می شود.

$$\dot{\tau}_f = \frac{1}{k}(u - \tau_f), \quad \tau_f(0) = 0 \quad (28)$$

در (۲۸)،  $k$  یک ثابت است که از بهینه سازی به دست خواهد آمد. در نهایت، متغیر  $Y$  در (۲۵)، طبق رابطه (۲۹) محاسبه می شود.

$$Y = \kappa\widehat{W}\Phi_f\Phi_f^T + \kappa\tau_f\tau_f^T \quad (29)$$

با استفاده از این دسته معادلات، ورودی کنترلی  $\delta_{nn}$  به دست خواهد آمد که اهداف کنترلی این شبیه سازی را تضمین می کند. بلوک دیاگرام این روش کنترلی در شکل ۳ نشان داده شده است. دقت نماید که بهینه سازی ها در بخش شبیه سازی توضیح داده خواهند شد.

$$u_s(t) = \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s(t)) + \int_0^t \beta(\tau) \text{sign}(s(\tau)) d\tau \quad (14)$$

در معادله ۱۴ پارامتر  $s(t)$  به صورت معادله ۱۵ بیان می شود.

$$\begin{aligned} s(t) &= \sigma(t) - z(t) \\ \dot{z}(t) &= u_b + u_s \end{aligned} \quad (15)$$

می توان پارامترهای  $\beta(\tau)$  و  $\lambda_s$  به صورت سعی و خطا تعیین کرد. اما می توان برای بهتر شدن عملکرد کنترل کننده این دو پارامتر را با معادلات ۱۶ الی ۱۹ تطبیقی کرد. متغیر لغزشی جدید را به صورت ۱۶ تعریف می شود:

$$\delta(t) = \beta(t) - \frac{1}{\epsilon_1} |\omega_{eq}(t)| - \epsilon. \quad (16)$$

لایه اول الگوریتم تطبیق برابر معادله ۱۷ است.

$$\dot{\beta}(t) = -(\rho_0 + \rho) \cdot \tanh(\delta) \quad (17)$$

که در معادله ۱۷،  $\rho$  مقدار کوچک و مثبتی است و لایه دوم الگوریتم تطبیقی به صورت معادلات ۱۸ و ۱۹ است:

$$\dot{\rho}(t) = \begin{cases} \gamma|\delta(t)|, & |\delta(t)| \geq \epsilon_\rho \\ 0, & otherwise. \end{cases} \quad (18)$$

$$\dot{\lambda}_s = \begin{cases} \gamma|\delta(t)|, & |\delta(t)| \geq \epsilon_\rho \\ 0, & otherwise. \end{cases} \quad (19)$$

### ۲.۳ طراحی کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی عصبی کلاسیک

برای طراحی کنترل کننده شبکه عصبی کلاسیک، از شبکه عصبی شبکه عصبی از نوع<sup>۱</sup> RBFNN استفاده می شود [۱۸].

سیستم به فرم  $\dot{x} = f + bu + d$  را در نظر گرفته می شود. تعقیب (۲۰) را طبق متغیرهای تعریف شده در قبل، بیان می شود.

$$e = v_n - v_{nd} \quad (20)$$

خروجی یک شبکه عصبی RBFNN به صورت (۲۱) بیان می شود.

$$F_{nn}(z) = \sum_{i=1}^N \widehat{w}_i s_i(z) = \widehat{W}_{nn} S_{nn}(z) \quad (21)$$

در رابطه ۲۱،  $z$  بردار ورودی  $\widehat{W}_{nn}$  بردار وزن های RBFNN و  $N$  تعداد گره های شبکه عصبی هستند.  $S_{nn}(z)$  نیز رگرسیون است که هر عضو آن از یک تابع فعال ساز سیگموئید به صورت (۲۲) به دست می آید.

$$\begin{aligned}
 u &= (\lambda g)^{-1} \left( \dot{e} + \lambda \ddot{x}_d - \lambda f \right. \\
 &+ \gamma_1 |\sigma|_1^\alpha \text{sign}(\sigma) \cdots \\
 &+ \gamma_r |\sigma^{(r-1)}|^{\alpha_r} \text{sign}(\sigma^{(r-1)}) \\
 &+ \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s(t)) \\
 &\left. + \int_0^t \beta(\tau) \text{sign}(s(\tau)) d\tau \right) \quad (35)
 \end{aligned}$$

با قرار دادن مقدار  $u$  در مشتق تابع لیاپانوف، رابطه ۳۶ به دست می‌آید.

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= s \left( -\gamma_1 |\sigma|_1^\alpha \text{sign}(\sigma) \cdots \right. \\
 &- \gamma_r |\sigma^{(r-1)}|^{\alpha_r} \text{sign}(\sigma^{(r-1)}) \\
 &- \lambda_s |s(t)|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s(t)) \\
 &\left. - \int_0^t \beta(\tau) \text{sign}(s(\tau)) d\tau \right) \quad (36)
 \end{aligned}$$

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

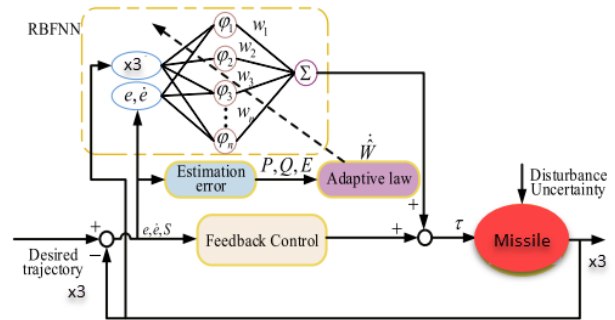
#### ۴ شبیه‌سازی‌ها و نتایج

پس از تکمیل طراحی کنترل‌کننده‌های استفاده شده، در این بخش به بررسی عملکرد کنترل‌کننده‌های طراحی شده پرداخته می‌شود. پارامترهای پلنت و شرایط اولیه در تمام این شبیه‌سازی‌ها یکسان و مطابق جدول ۱ تا ۵ است.

جدول ۱- پارامترهای موشک [۱۷].

Table 1. Missile parameters [17].

Parameter	Value	Unit
$I_{yy}$	1000	$\frac{kg \cdot m^2}{s}$
M	100	kg



شکل ۳- بلوک دیاگرام روش کنترلی شبکه عصبی [۱۸].

Fig. 3. Block diagram of the neural network control method [18].

با ترکیب دو ورودی کنترلی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی و شبکه عصبی، ورودی کنترلی نهایی به دست می‌آید.

$$\delta = \delta_{ACHOSMC} + \delta_{NN} \quad (30)$$

#### ۳.۳ اثبات پایداری به روش لیاپانوف

اثبات پایداری کنترل‌کننده از دو قسمت اثبات کنترل‌کننده شبکه عصبی و کنترل‌کننده مود لغزشی تشکیل شده است. اثبات پایداری شبکه عصبی در مرجع [۱۸] آورده شده است. برای اثبات پایداری کنترل مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا تطبیقی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه را به صورت رابطه ۳۱ در نظر گرفته می‌شود.

$$\begin{aligned}
 \ddot{x} &= f + g \cdot u \\
 y &= x \quad (31)
 \end{aligned}$$

خطای تعقیب را به صورت  $e = x_d - x$  تعریف می‌کنیم. تابع لیاپانوف به صورت رابطه ۳۲ در نظر گرفته می‌شود.

$$V = \frac{1}{2} s^2 \quad (32)$$

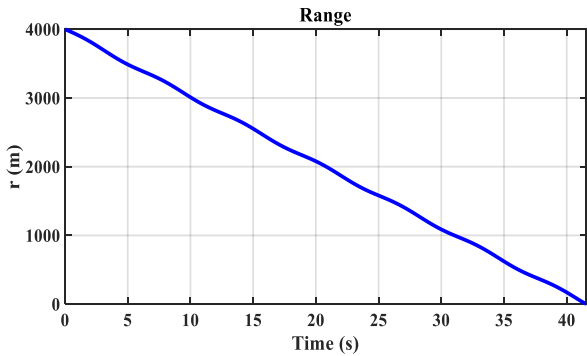
که  $s$  سطح لغزش به صورت ۳۳ است.

$$s = e + \lambda \dot{e} \quad (33)$$

در ادامه از تابع لیاپانوف مطابق رابطه ۳۴ مشتق گرفته می‌شود.

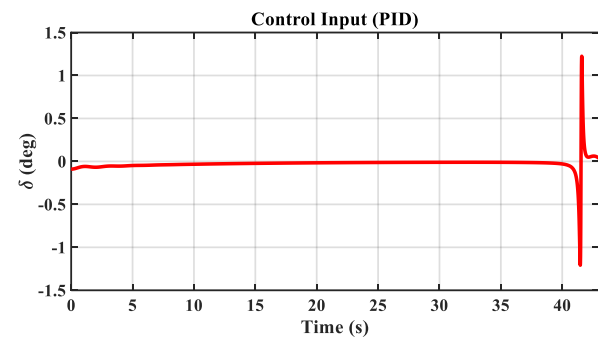
$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= s \dot{s} = s(\dot{e} + \lambda \ddot{e}) = s(\dot{e} + \lambda(\ddot{x}_d - \ddot{x})) \\
 \dot{V} &= s(\dot{e} + \lambda(\ddot{x}_d - f - g u)) \quad (34)
 \end{aligned}$$

مقدار  $u$  به صورت رابطه ۳۵ تعریف می‌شود.



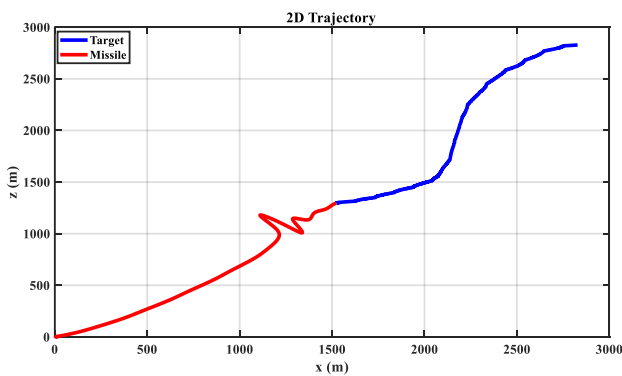
شکل ۴- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده SMC.

Fig. 4. Relative distance between missile and target – SMC controller.



شکل ۵- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده SMC.

Fig. 5. Missile control input – SMC controller.



شکل ۶- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده SMC.

Fig. 6. Missile and target trajectory – SMC controller.

نمودار شکل ۴ نشان می‌دهد که در زمانی حدود ۴۲/۱ ثانیه، موشک به هدف برخورد می‌کند؛ ورودی کنترلی در نمودار شکل ۵ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۶ در ابتدای حرکت مانوری انجام ندهد و در انتهای حرکت به سمت هدف مانورهای شدیدی را برای برخورد به هدف انجام دهد. در کل می‌توان گفت،

جدول ۲- ضرایب آیرودینامیکی [۱۷].

Table 2. Aerodynamic coefficients [17].

Parameter	Value	Unit
S	0.7854	$m^2$
$C_{N\alpha}$	0.11	-
$C_{M\alpha}$	-0.01	-
$C_{M\delta}$	-0.015	-
$C_{Mq}$	-0.001	-

جدول ۳- پارامترهای دینامیکی فرمان کنترلی [۱۷].

Table 3. Control command dynamic parameters [17].

Parameter	Value	Unit
$\delta_{max}$	$\pm 40$	Deg
$\dot{\delta}_{max}$	$\pm 600$	Deg /s

جدول ۴- شرایط اولیه موشک [۱۷].

Table 4. Initial missile conditions [17].

Parameter	Value	Unit
$\alpha(0)$	0	Deg
$\lambda(0)$	20	Deg
$r(0)$	4	Km
$v(0)$	500	$\frac{m}{s}$
$\gamma_M(0)$	10	Deg

جدول ۵- پارامترهای هدف [۱۷].

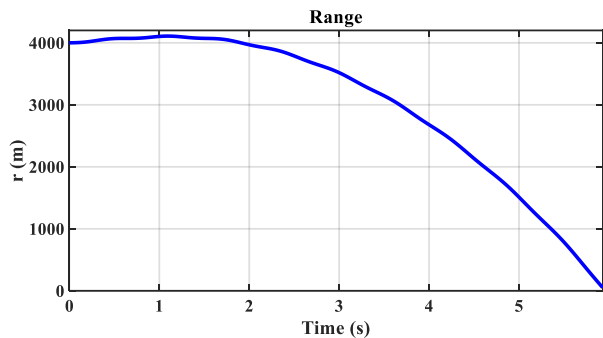
Table 5. Target parameters [17].

Parameter	Value	Unit
$V_T$	100	$\frac{m}{s}$
$a_T$	$19.6 * \cos(t)$	$\frac{m}{s^2}$

#### ۱.۴ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده مود لغزشی

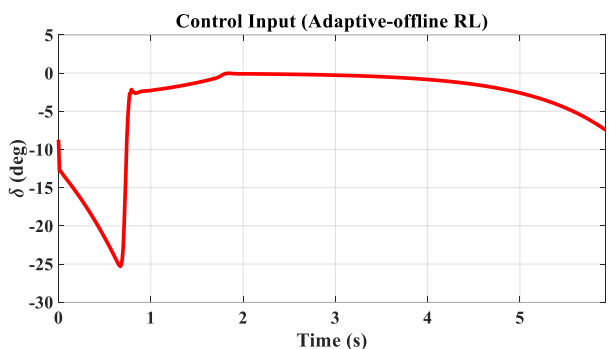
در این قسمت به شبیه‌سازی کنترل کننده مود لغزشی پرداخته می‌شود.

نمودار شکل ۷ نشان می‌دهد فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی حدود ۱۲ ثانیه به صفر می‌رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۸ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۹ به هدف در ارتفاع حدود ۹۰۰ متری و برد ۱۸۰۰ متری به هدف برخورد کند. در این قسمت به شبیه‌سازی کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی و شبکه عصبی پرداخته می‌شود.



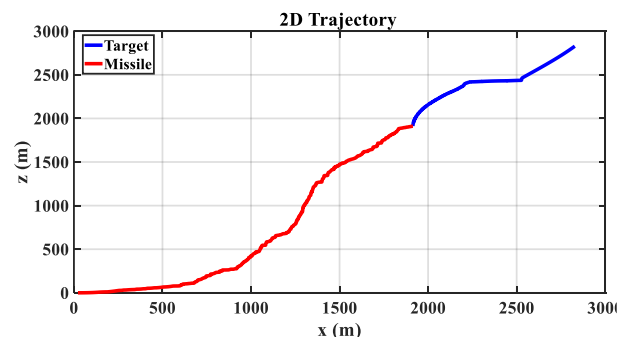
شکل ۱۰- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده ACHOSMC-NN.

Fig. 10. Relative distance between missile and target – ACHOSMC-NN controller.



شکل ۱۱- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده ACHOSMC-NN.

Fig. 11. Missile control input – ACHOSMC-NN controller.



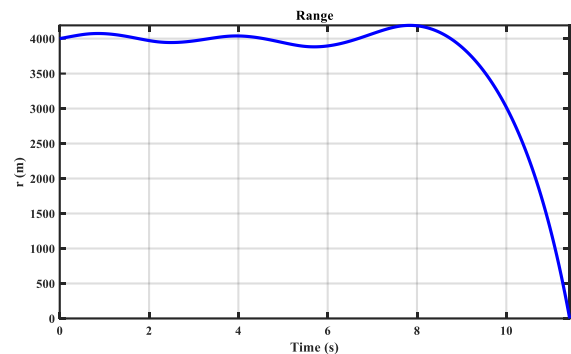
شکل ۱۲- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده ACHOSMC-NN.

Fig. 12. Missile and target trajectory – ACHOSMC-NN controller.

عملکرد کنترل کننده SMC متوسط ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده زیاد است و مناسب برای پدافندهای هوایی نیست.

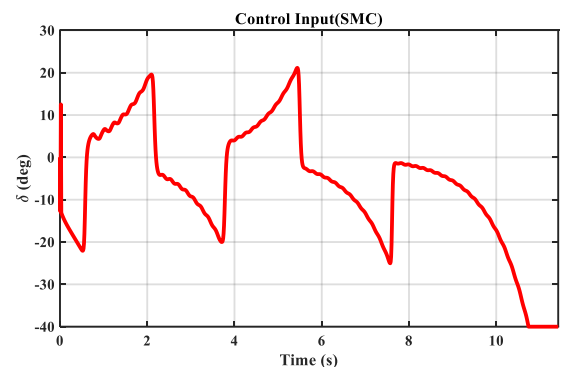
#### ۲.۴ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا

در این قسمت شبیه‌سازی کنترل کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالاتر بررسی می‌شود.



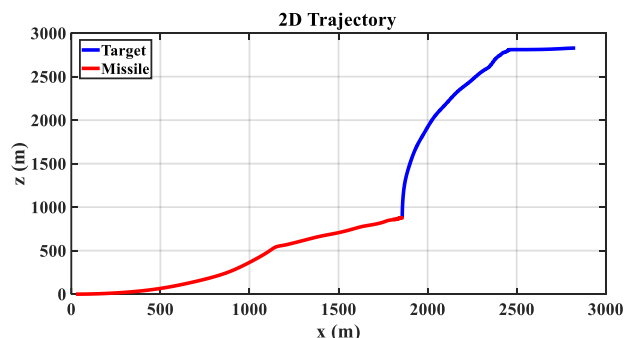
شکل ۷- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده ACHOSMC.

Fig. 7. Relative distance between missile and target – ACHOSMC controller.



شکل ۸- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده ACHOSMC.

Fig. 8. Missile control input – ACHOSMC controller.



شکل ۹- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده ACHOSMC.

Fig. 9. Missile and target trajectory – ACHOSMC controller

می توان گفت، زمان برخورد موشک و هدف برای هر دو کنترل کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالا به مراتب کمتر از مود لغزشی متداول است که این زمان مناسب برای موشک های پدافندهای هوایی است. زمان پرواز برای کنترل کننده پیوسته مرتبه بالای تطبیقی حدود ۱۲/۱ ثانیه و برای حالت عصبی حدود ۵.۵ ثانیه است. که به ترتیب ۷۲ و ۸۷ درصد باعث کاهش زمان پرواز موشک نسبت به کنترل مود لغزشی متداول شده است. همچنین قانون کنترلی نیز کاملا در محدوده مناسبی اعمال شده است. این قانون کنترلی باعث مانور موشک و قفل شدن روی هدف، به سمت هدف حرکت کند. در مجموع عملکرد کنترل کننده پیشنهادی مقاله مطلوب ارزیابی شد. مسیر حرکت موشک و هدف در شکل ۱۲ نیز نشان دهنده برخورد موشک و هدف در برد مناسب تری در مقایسه با کنترل کننده مود لغزشی متداول، نسبت به پدافند بوده است. برای کنترل کننده پیوسته مرتبه بالای تطبیقی و در حالت عصبی برد موشک حدود ۱۸ درصد و در حالت عصبی حدود ۲۷ درصد افزایش یافته است. چنین برد مناسبی برای پدافندها بسیار مهم است که قبل از اینکه هدف متخاصم بتواند نزدیک پدافند و مواضع شود و مانورهای غیرقابل پیش بینی انجام دهد، در فاصله مناسبی که خطا کمترین مقدار باشد، مورد اصابت قرار گیرد.

در پژوهش های آتی، دو مورد را در نظر خواهیم گرفت که در حال انجام است، که در نتایج تحقیقات آینده ارائه خواهد شد. یک استفاده از مدل هدایت و کنترل یکپارچه در سه بعد است که با در نظر گرفتن ۶ درجه آزادی به واقعیت نزدیک تر است. مورد دوم می توان از این کنترل کننده جدید در سیستم های پهبادهای انتحاری به منظور بهبود عملکرد پهبادها استفاده کرد.

## تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] P. Zarchan, *Tactical and strategic missile guidance*, 6th ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012, <https://doi.org/10.2514/4.868948>.
- [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, <https://doi.org/10.2514/1.42654>.
- [4] X. H. Wang, C. P. Tan, and L. P. Cheng, "Impact time and angle constrained integrated guidance and

نمودار شکل ۱۰ نشان می دهد فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی حدود ۵/۵ ثانیه به صفر می رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۱۱ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۲ تا برد و ارتفاع حدود ۲۰۰۰ متری به هدف برخورد می کند. در کل می توان گفت، عملکرد کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی همراه با شبکه عصبی خوب ارزیابی می شود، زمان پرواز و فاصله نهایی برخورد موشک با هدف مناسب است.

مقادیر کمی به دست آمده از شبیه سازی ها را می توان در جدول ۶

بیان کرد.

جدول ۶- مقادیر کمی شبیه سازی.

Table 6. Simulation quantitative values.

Missile Altitude (M)	Missile Range (M)	Flight Time (S)	Controller Type
1270	1550	42.1	SMC
910	1820	12.1	ACHOSMC
1970	1960	5.5	ACHOSMC -NN

جدول ۶ نشان می دهد، زمان پرواز در کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی همراه با شبکه عصبی به مراتب کمتر از کنترل کننده مود لغزشی متداول است و برد و ارتفاع موشک با استفاده از کنترل کننده پیشنهادی این مقاله برای موشک های پدافندهای هوایی مناسب تر است. در مقایسه کنترل کننده مود لغزشی پیوسته و مود لغزشی پیوسته عصبی نیز می توان گفت، در حالتی که شبکه عصبی روی کنترل کننده اعمال می شود، زمان پرواز حدود ۵۵ درصد کاهش یافته و ارتفاع و برد پرواز به محدوده مناسبی می رسد.

## ۵ نتیجه گیری

در این پژوهش، به کارگیری کنترل کننده ترکیبی مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی همراه با شبکه عصبی در یک موشک پدافندی زمین به هوا در مدل یکپارچه موشک هدف مدل دو بعدی پیشنهاد شده است. در ابتدا معادلات هدایت و کنترل یکپارچه موشک و هدف به طور کامل استخراج شد و سپس به طراحی کنترل کننده ها پرداخته شد. ابتدا به منظور ارزیابی کنترل کننده های پیشنهادی، یک کنترل کننده مود لغزشی متداول طراحی شد. نتایج حاصل از این کنترل کننده به علت زمان زیاد پرواز که حدود ۴۲/۱ ثانیه است مطلوب ارزیابی نشد. در ادامه طراحی کنترل کننده مود لغزشی پیوسته مرتبه بالای تطبیقی همراه با شبکه عصبی RBFNN انجام شد. با توجه به شبیه سازی های انجام شده

- [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, <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2022.11.040>.
- [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, <https://dx.doi.org/10.25236/AJETS.2023.060202>.
- [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 Engineering*, vol. 238, no. 4, pp. 361-371, 2024, <https://doi.org/10.1177/0954410023122407>.
- [17] M. Cross, "Missile interceptor integrated guidance and control: single loop higher order sliding mode approach," Ph.D. dissertation, The University of Alabama in Huntsville, Huntsville, Alabama, 2020.
- [18] J. Zhao, "Neural network-based optimal tracking control of continuous-time uncertain nonlinear system via reinforcement learning," *Neural Processing Letters*, vol. 51, no. 3, pp. 2513-2530, 2020, <https://link.springer.com/article/10.1007/s11063-020-10220-z>.
- 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, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2020.06.012>.
- [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 Forum*, 2021, Paper 1463, <https://doi.org/10.2514/6.2021-1463>.
- [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, <https://doi.org/10.1109/TAES.2021.3069035>.
- [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, 2020, Art. no. 9391236, <https://doi.org/10.1155/2022/9391236>.