

Original Research Paper

Air Target Tracking by Homing Missile Using Deep Learning and Fuzzy Adaptive Control

Mohammad Mahdi Soori  and Seyed Hossein Sadati* 

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

ARTICLE INFO

Article History:

Received 30 November 2023

Revised 28 January 2024

Accepted 29 January 2024

Available Online 29 January 2024

Keywords:

Missile

Adaptive control

Deep learning neural network

Fuzzy control

ABSTRACT

In the integrated guidance and control approach, the guidance law and the autopilot are traditionally developed and tested separately, assuming the ideality of each other. This paper presents the design and simulation of a deep and fuzzy learning adaptive controller to guide a homing missile in a three-dimensional scenario to minimize collision time and maximize target interception accuracy. A deep learning neural network controller is initially developed offline in the proposed controller design and utilized as a gain table within the adaptive control framework. Subsequently, introducing fuzzy control further enhances the controller's adaptability and performance. The effectiveness of both controllers is evaluated under disturbance conditions. Simulation results demonstrate that the proposed controllers, along with the integrated guidance and control model, achieve reduced final miss distance and collision time compared to conventional PID and LQR controllers.

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

How to Cite this Article:

M. M. Soori and S. H. Sadati, "Air target tracking by homing missile using deep learning and fuzzy adaptive control," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 1, pp. 41-58, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.1.4>.

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/).





رهگیری اهداف هوایی توسط موشک آشیانه‌یاب با استفاده از کنترل تطبیقی یادگیری عمیق و فازی

محمد مهدی سوری^۱ و سیدحسین ساداتی^{۲*}

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 رویکرد هدایت و کنترل یکپارچه، قانون هدایت به طور جداگانه توسعه یافته و با فرض ایده آل بودن خود خلبان آزموده می‌شود. خودخلبان نیز به طور مستقل طراحی شده و با فرض ایده آل بودن قانون هدایت آزموده می‌شود. این مقاله به تشریح روند طراحی و شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده تطبیقی یادگیری عمیق و فازی می‌پردازد، که به منظور هدایت موشک در یک سناریوی سه‌بعدی جهت کمینه‌سازی زمان برخورد و فاصله عدم برخورد به هدف ایجاد شده است. در طراحی کنترل کننده، ابتدا یک کنترل کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق به صورت آفلاین طراحی شده و به صورت جدول بهره در کنترل کننده تطبیقی استفاده می‌شود. در ادامه، با اضافه کردن کنترل فازی، توانمندی این کنترل کننده افزایش می‌یابد. عملکرد هر دو کنترل کننده در حضور اغتشاش مورد ارزیابی قرار می‌گیرد و با توجه به شبیه‌سازی‌ها نشان داده شد که استفاده از این کنترل کننده‌های پیشنهادی و به کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه، فاصله عدم برخورد نهایی موشک به هدف و زمان برخورد در مقایسه با کنترل کننده PID و LQR کاهش یافته است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۹ آذر ۱۴۰۲
بازنگری ۰۸ بهمن ۱۴۰۲
پذیرش ۰۹ بهمن ۱۴۰۲
اولین انتشار ۰۹ بهمن ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

موشک
کنترل تطبیقی
شبکه عصبی یادگیری عمیق
کنترل فازی

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

How to Cite this Article:

M. M. Soori and S. H. Sadati, "Air target tracking by homing missile using deep learning and fuzzy adaptive control," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 1, pp. 41-58, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.1.4>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

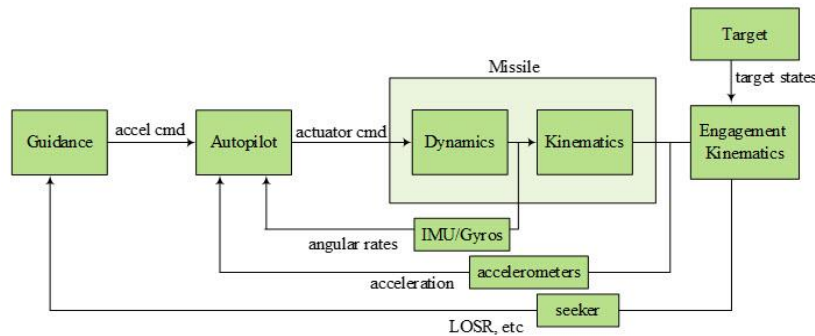
Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



۱ مقدمه

می‌یابند، بلکه زاویه برخورد^۱ رهگیری موشک در هنگام برخورد را نیز کنترل می‌کنند. با این حال، همه این الگوریتم‌ها ریشه در مفهوم مثلث برخورد^۲ دارند، که تغییر خط دید^۳ بین رهگیر و هدف را به حداقل می‌رساند و ممکن است دچار ناپایداری در انتهای کار شوند. در ساختار چند حلقه، هدایت با استفاده از سینماتیک درگیری، ایجاد می‌شود درحالی که اتوپایلویت دینامیک بدنه را تثبیت می‌کند و شتاب ارائه شده توسط هدایت را دنبال می‌کند.

عملکردهای هدایت، ناوبری و کنترل برای همه اشکال وسایل نقلیه هوایی و فضایی از جمله موشک‌ها، حیاتی است. در عمل، این توابع به‌صورت سری برای مانور یک وسیله نقلیه با هم کار می‌کنند. در حال حاضر مرسوم است مانند شکل ۱ که هدایت کاملاً جدا از کنترل (اتوپایلویت) و بالعکس توسعه یابد. تقریباً همه کتاب‌های درسی و مقاله‌های فنی در مورد این موضوع به آن پرداخته‌اند [۱]. برخی از الگوریتم‌های هدایت پیشرفته‌تر نه تنها به رهگیری دست



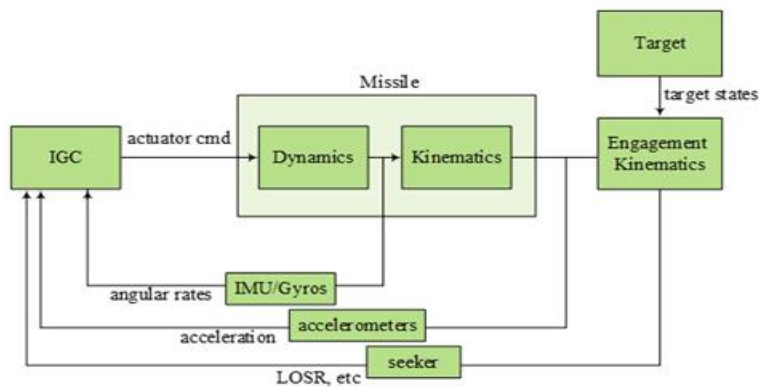
شکل ۱- نمودار بلوکی اتوپایلویت سه حلقه.

Fig. 1. Block diagram of a three-loop autopilot.

کنترل به جای آن که مستقل از هم باشند، به صورت یکپارچه درون هم در نظر گرفته می‌شود. بلوک دیاگرام IGC در شکل ۲ نشان داده شده‌است.

۲ هدایت و کنترل یکپارچه

بر خلاف ساختار اتوپایلویت سه حلقه مرسوم، هدایت و کنترل یکپارچه (IGC)^۴ یک چارچوبی یکپارچه است که در آن هدایت و



شکل ۲- بلوک دیاگرام هدایت و کنترل یکپارچه (IGC).

Fig. 2. Integrated Guidance and Control (IGC) block diagram.

کنترل پرواز ایجاد می‌کنند، درحالی که برخی دیگر به مقدار کمتری نیاز دارند. قرار دادن G&C در یک سیستم واحد IGC پتانسیل بهینه‌سازی آن را بهبود می‌بخشد. زیرا بهینه‌سازی پارامترها می‌تواند به‌طور مستقیم انجام شود. توابع هزینه شامل پارامترهای کلیدی عملکرد مانند سرعت

مزیت IGC ها توانایی آن‌ها در استفاده از تعاملات بین زیرسیستم‌های هدایت و کنترل است. IGC قصد دارد با بهره‌گیری از هم‌افزایی بین فرایندهای هدایت و کنترل، عملکرد موشک را افزایش دهد. بسته به ساختار IGC، برخی مسیرهای بازخورد اضافی را در سیستم

3. Line-Of-Sight
 4. Integrated Guidance and Control

1. Impact Angle
 2. Collision Triangle

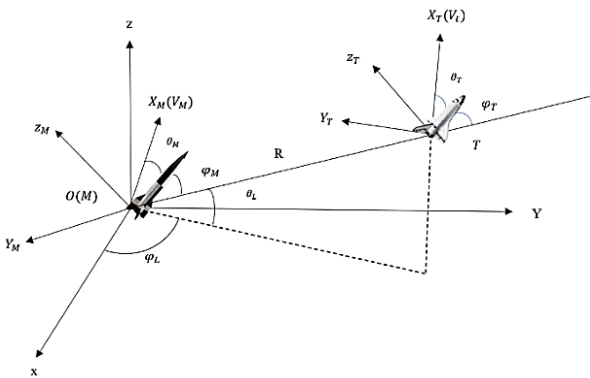
در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها انجام شد. در سال ۲۰۰۶، یک رویکرد نظری بازی توسط منون، وادی و اولمایر^{۱۳} در [۱۱] ارائه شد. در آن، یک سیستم فعال شده با جرم متحرک مدل شد. سیستم هدایت و کنترل یکپارچه افق محدود به عنوان یک معادله دیفرانسیل محدود شده توسط بدترین اختلالات ارائه شد. این مطالعه امکان سنجی این مفهوم را ثابت کرد، اما با یک سیستم پایه دیگر مقایسه نشد. همچنین در سال ۲۰۰۶، رویکرد برگشت مجدد^{۱۳} توسط هوانگ^{۱۴} و تهک^{۱۵} در [۱۲] ارائه شد. در این تحقیق پایداری کنترل کننده مود لغزشی نسبت به عدم قطعیت‌ها با یک روش جدید برای محاسبه شتاب هدف ترکیب می‌شود تا فواصل از دست دادن قابل قبولی در برابر اهداف مانور دهند. یک جنبه جالب و مطلوب کنترل کننده پیشنهادی مقاله این است که به اطلاعات کامل در مورد شتاب هدف نیاز ندارد. علاوه بر این، برای درک کامل اثرات شتاب هدف بر روی مشکل، تجزیه و تحلیل عدم قطعیت شتاب هدف عمیق انجام شده است. رویکرد بعدی نسبت به IGC با استفاده از SMC در [۱۳] توسط هارل^{۱۶} و بالاکریشنان^{۱۷} با استفاده از کنترل حالت لغزشی مرتبه دوم ترمینال^{۱۸} (TSM) ارائه شد. در سال ۲۰۱۹ وانگ^{۱۹} و همکاران برای اینکه موشک به توانایی حمله همه جانبه دست یابد [۱۴]، یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با زاویه ضربه محدود ارائه کرد. برای بهبود توانایی آسیب رساندن به هدف، او و همکاران [۱۵]، یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه برای مقابله با مشکل رهگیری اهداف مانور ناشناخته طراحی کرد. برای مقابله با محدودیت های اشباع محرک در سیستم‌های واقعی، ما^{۲۰} و همکاران [۱۶] یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه را با استفاده از کنترل سطح پویا، کنترل پس‌گام^{۲۱} و شبکه عصبی تطبیقی بررسی کرد. و میشل و استشل کنترل مود لغزشی را برای مدل صفحه ای یکپارچه به‌طور کامل بررسی کردند [۱۷]. در روش‌های سنتی هدایت و کنترل موشک، سیستم‌های هدایت و کنترل به عنوان دو فرآیند متفاوت در نظر گرفته می‌شوند. سیستم هدایت به عنوان یک حلقه بیرونی طراحی شده است که شتابی را ایجاد می‌کند که توسط اتوپایلویت حلقه داخلی ردیابی می‌شود که معمولاً بدون در نظر گرفتن اطلاعات موقعیت و سرعت بین موشک و هدف طراحی می‌شود [۱۸، ۱۹]. با این حال، کوچکتر شدن فاصله نسبی بین موشک و هدف و تغییر سریع هندسه نسبی ممکن است منجر به کاهش عملکرد سیستم و حتی شکست روش طراحی جداسازی شود. به‌منظور اجتناب از این کاستی‌ها، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه

نسبی نزدیک شدن موشک و هدف، زاویه خط دید، زاویه برخورد، و پارامترهای بسیاری که به آسانی در دسترس اتوپایلویت نیستند، اکنون به‌طور مستقیم در دسترس هستند. در رویکرد متداول، قانون هدایت هیچ اطلاعی از میزان چرخش یا شتاب وارد شده به موشک را ندارد، در عوض، هدایت فقط موقعیت نسبی و سرعت درگیری را می‌داند. با کاهش محدوده-هدف، تغییرات کوچک در هندسه منجر به دستورات شتاب بزرگ می‌شود که می‌تواند از محدوده عملکرد اتوپایلویت فراتر رود. علاوه بر این، اتوپایلویت نمی‌تواند خود را بر اساس سینماتیک درگیری نسبی تنظیم کنند، زیرا این اطلاعات را دریافت نمی‌کند. در نتیجه سیستم‌های G&C معمولی برای بهبود پایداری به کوچک کردن ثابت زمانی اتوپایلویت تا حد ممکن متکی هستند. ثابت زمانی اتوپایلویت، فاصله از دست‌دهی^۱ تا هدف را در سیستم‌های G&C معمول طراحی می‌کند [۲]. تحقیقات در زمینه هدایت و کنترل یکپارچه با لین^۲ و یونه^۳ در سال ۱۹۸۸ آغاز شد. آن‌ها شرکت GNC آمریکایی را تاسیس کردند. در مقاله ۱۹۹۲ آن‌ها، IGC با استفاده از رویکرد نظریه بازی^۴ تدوین شد [۳]. آن‌ها از رویکرد تئوری بازی استفاده کردند که در آن زمان به‌طور گسترده مورد مطالعه قرار گرفت، با استفاده از نظریه بازی، موجب کاهش فاصله از دست‌دهی برخورد موشک به هدف شدند. کلوتیر^۵ یکی از نویسندگان [۴]، یک تنظیم کننده غیر خطی را که از معادله ریکاتی وابسته به حالت SDRE^۶ در [۵] تجزیه و تحلیل کرد. این روش سپس در جهت توسعه قانون هدایت در [۶] و اتوپایلویت در [۷] به‌کار گرفته شد. با موفقیت کلوتیر با استفاده از SDRE، منون^۷ و همکاران. در [۸] و پالمبو^۸ در [۹]، ترمیم تکنیک SDRE را به سمت یک سیستم IGC انتخاب کردند. پلومبو رویکرد مشابهی دارد، اما IGC خود را بر اساس یک اتوپایلویت معکوس پویا همراه با یک سیستم هدایت مطلوب پایه گذاری می‌کند. این مطالعه شامل یک آزمایش رفت و برگشت مونت کارلو^۹ با پویایی خطای اندازه گیری واقع بینانه بود. او نتیجه می‌گیرد که معادله دیفرانسیل ریکاتی وابسته به حالت IGC به‌طور میانگین فاصله بین ۲۳ تا ۳۱ درصد را از دست می‌دهد. در سال ۲۰۰۴، منون، سوئیدوک^{۱۰} و وادی^{۱۱}، تکنیک کنترل غیر خطی و زمان گسسته را در [۱۰] مقایسه کردند. این تکنیک‌ها روش خطی‌سازی بازخورد زمان گسسته، روش معادله ریکاتی وابسته به حالت گسسته و یک روش بازگشت به عقب گسسته زمان گسسته بود و در آن مدل‌سازی اهداف با

8. Ohlmeyer
9. Backstepping
10. Hwang
11. Tahk
12. Harl
13. Balakrishnan
14. Terminal Second-Order Sliding Mode
15. Wang
16. Ma
17. Backstepping

5. Miss Distance
6. Lin
7. Yueh
8. Game-Theoretic
1. Cloutier
2. State-Dependent Riccati Equation
3. Menon
4. Palumbo
5. Monte-Carlo
6. Sweriduk
7. Vaddi

هدف کلی از این مقاله طراحی کنترل‌کننده‌ای مناسب به منظور رهگیری دقیق هدف خواهد بود. از این رو به بیان مسئله درگیری موشک-هدف که شامل تمام موضوعات مورد نیاز برای مدل‌سازی دقیق از جمله سینماتیک درگیری، دینامیک موشک، مدل هدایت و کنترل یکپارچه، پرداخته می‌شود.



شکل ۳- سینماتیک درگیری [۲۵].

Fig. 3. Engagement kinematics [25].

در شکل ۳ محورهای مختصات (0-XYZ) نشان‌دهنده سیستم مختصات اینرسی است. مختصات (x_M, y_M, z_M) نشان‌دهنده موقعیت موشک و هدف، و (R) فاصله موشک نسبت به هدف است. مختصات (V_M, V_T) سرعت هدف و موشک، (θ_M, θ_T) زوایای بین محور طولی و بردارهای سرعت موشک و هدف، و (φ_M, φ_T) زوایای بین محور طولی و خط دید موشک-هدف، (θ_L, φ_L) زاویه ارتفاع و زاویه سمت برای موشک می‌باشد.

معادلات سینماتیک نسبی موشک و هدف به صورت معادله (۱) الی (۳) نوشته می‌شود [۲۶].

$$\ddot{R} - R\dot{\theta}_L^2 - R\dot{\phi}_L^2 \cos^2 \theta_L = a_{tR} - a_{mR} \quad (1)$$

$$R\ddot{\theta}_L + 2\dot{R}\dot{\theta}_L + R\dot{\phi}_L^2 \sin \theta_L \cos \theta_L = a_{t\theta} - a_{m\theta} \quad (2)$$

$$-R\dot{\phi}_L^2 \cos \theta_L - 2\dot{R}\dot{\phi}_L \cos \theta_L + 2R\dot{\theta}_L \dot{\phi}_L \sin \theta_L = a_{t\phi} - a_{m\phi} \quad (3)$$

در معادلات (۱) الی (۳) $(a_{mR}, a_{m\theta}, a_{m\phi})$ نشان‌دهنده مولفه‌های شتاب موشک و $(a_{tR}, a_{t\theta}, a_{t\phi})$ نشان‌دهنده مولفه‌های شتاب هدف است. همچنین θ زاویه مسیر پرواز است.

توسط محققان داخلی و بین‌المللی مورد بررسی قرار گرفته است [۲۰، ۲۱]. در سال ۲۰۲۰ تیان^۱ و همکاران مدل یکپارچه برای جلوگیری از مشکلات عملی مانند محدودیت میدان دید ارائه دادند و با تکنیک تبدیل اشباع خروجی به ورودی محدودیت میدان را برطرف کردند [۲۲]. در سال ۲۰۲۱ سینها^۲ و همکاران مدل هدایت و کنترل یکپارچه با زمان محدود ارائه شده است. در این پژوهش به دلیل سادگی طراحی از کنترل حالت لغزشی استفاده می‌کند، در حالی که از یک ناظر اغتشاش زمان محدود غیرخطی برای تخمین مانور هدف استفاده می‌شود [۲۳]. لی^۳ در سال ۲۰۲۲ مدل یکپارچه را برای موشک‌های آشیانه‌یاب مافوق صوت پیشنهاد داد. در این طرح با استفاده از کنترل‌کننده مود لغزشی بازگشت به عقب اهداف با سرعت بالا را با دقت مناسبی مورد اصابت قرار می‌گیرد و با استفاده از روش مونت کارلو فاصله عدم برخورد به کمترین میزان کاهش یافت [۲۴].

در این مقاله طراحی کنترل‌کننده تطبیقی یادگیری عمیق و فازی برای مدل هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد شده است. ابتدا به منظور نشان دادن برتری کنترل‌کننده پیشنهادی این مقاله، دو کنترل‌کننده خطی PID و LQR طراحی می‌شود. سپس کنترل‌کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق به صورت آفلاین طراحی شده و به صورت جدول بهره در کنترل‌کننده تطبیقی استفاده می‌شود. با توجه به محاسبات سنگین شبکه عصبی یادگیری عمیق آنلاین و محدودیت پردازنده‌ها استفاده از مدل آفلاین باعث می‌شود کارایی عملی این طراحی بالا رود. در ادامه با اضافه کردن کنترل فازی، عملکرد این کنترل‌کننده افزایش می‌یابد. با توجه به شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که استفاده از این کنترل‌کننده‌های پیشنهادی و به کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه می‌تواند، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف و زمان برخورد را نسبت به کنترل‌کننده PID و LQR کاهش داد. نوآوری این مقاله استفاده از کنترل‌کننده‌های پیشنهادی در مدل هدایت و کنترل یکپارچه است.

۳ مدل‌سازی ریاضی

سناریوی درگیری موشک-هدف شامل تلاش موشک برای رهگیری یک هدف از طریق تغییر جهت مسیر است. در حین هدایت آشیانه‌یابی، از حسگرهای داخل موشک برای هدایت تا زمانی که برخورد رخ دهد استفاده می‌شود. شرایط اولیه این سناریو شامل سه فرض اصلی است. یک: هدایت میانه مسیر موفقیت آمیز است. دو: سرعت موشک و هدف در مسیر برخورد نزدیک به هم است. سه: به منظور رهگیری و انهدام کامل هدف زاویه ضربه برخورد موشک و هدف محدود قرار داده شده است. هندسه این سناریو درگیری در شکل ۳ نشان داده شده است.

$$M_z = \frac{\sin \theta \cos(\phi_L - \varphi_V)}{mR \cos \theta_L} \quad (11)$$

در معادلات (۸) الی (۱۱) پارامترهای (φ_V) زاویه بالستیک، (γ_V) زاویه چرخش، $(d_{\phi_L} d_{\theta_L})$ خطاهای تقریبی از ϕ_L و θ_L خواهند بود. معادلات سینماتیک زاویه مسیر پرواز و زاویه بالستیک به صورت معادلات (۱۲) و (۱۳) نشان داده شده است.

$$\dot{\theta} = \frac{Y \cos \gamma_V - Z \sin \gamma_V - mg \cos \theta}{mV_m} \quad (12)$$

$$\dot{\varphi}_V = \frac{-Y \sin \gamma_V - Z \cos \gamma_V}{mV_m \cos \theta} \quad (13)$$

معادلات سینماتیکی و دینامیکی موشک در حال چرخش به دور مرکز جرم در فضای سه بعدی به صورت معادلات (۱۴) الی (۱۶) آورده شده است.

$$\dot{\alpha} = -\omega_x \tan \beta \cos \alpha + \omega_y \tan \beta \sin \alpha + \omega_z - \frac{Y}{mV_m \cos \theta} + \frac{g \cos \theta \cos \gamma_V}{V_m \cos \theta} \quad (14)$$

$$\dot{\beta} = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha + \frac{Z + mg \cos \theta \sin \gamma_V}{mV_m} \quad (15)$$

$$\dot{\gamma}_V = \cos \alpha \sec \beta \omega_x - \sin \alpha \sec \beta \omega_y + \frac{Y(\tan \theta \sin \gamma_V + \tan \beta) + Z \tan \theta \cos \gamma_V}{mV_m} - \frac{\cos \theta \cos \gamma_V \tan \beta}{V_m} g \quad (16)$$

در معادلات (۱۴) الی (۱۶)، (ω_x) سرعت زاویه‌ای کانال چرخش، (ω_y) سرعت زاویه‌ای کانال انحراف، (ω_z) سرعت زاویه‌ای کانال فراز است. معادلات وضعیت دینامیکی موشک به صورت معادله (۱۷) به دست می‌آید.

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_z \omega_y + \frac{M_x}{J_x} \\ \dot{\omega}_y = \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z + \frac{M_y}{J_y} \\ \dot{\omega}_z = \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_y \omega_x + \frac{M_z}{J_z} \end{cases} \quad (17)$$

در معادله (۱۷)، (J_x) ممان اینرسی کانال چرخش، (J_y) ممان اینرسی کانال انحراف، (J_z) ممان اینرسی کانال فراز است. همچنین (M_x, M_y, M_z) به صورت معادله (۱۸) تعریف می‌شود.

از آنجا که شتاب موشک معمولاً توسط نیروی آیرودینامیکی در بخش هدایت پایانی تامین می‌شود، رابطه بین شتاب موشک و نیروی آیرودینامیکی باید بیشتر مورد توجه قرار گیرد. نیروی آیرودینامیکی روی موشک در سیستم مختصات سرعت به صورت معادله‌های (۴) الی (۷) محاسبه می‌شود.

$$a_{mz} = \frac{Z}{m} \quad (4)$$

$$a_{my} = \frac{Y}{m} \quad (5)$$

$$Y = qS(c_y^\alpha \alpha + c_y^\beta \beta + c_y^{\delta_z} \delta_z) \quad (6)$$

$$Z = qS(c_z^\alpha \alpha + c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_y} \delta_y) \quad (7)$$

در معادلات (۴) الی (۷)، (a_{mz}, a_{my}) شتاب موشک در امتداد مختصات سیستم سرعت هستند. (m) نشان‌دهنده جرم موشک، (ρ) چگالی هوا، (Y, Z) نیروهای برآ و جانبی، $(q = \frac{1}{2} \rho V_m^2)$ فشار دینامیکی، (S) سطح مقطع مرجع آیرودینامیک موشک، (α) زاویه حمله، (β) زاویه لغزش جانبی، (δ_y, δ_z) زوایای انحراف بالک‌های موشک، و $(c_y^\beta, c_y^\alpha, c_y^{\delta_z})$ مشتقات جزئی ضریب نیروی لیفت، $(c_z^\beta, c_z^\alpha, c_z^{\delta_y})$ مشتقات جزئی ضریب نیروی جانبی خواهند بود. با ترکیب معادلات (۲)، (۳)، (۴) و (۷) معادلات زوایای خط دید به صورت معادلات (۸) و (۹) بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} \ddot{\theta}_L &= -\dot{\phi}_L^2 \sin \theta_L \cos \theta_L - \frac{2R\dot{\theta}_L}{R} \\ &- M_1 Y \cos(\gamma_V) \\ &- \frac{\sin \theta_L \sin(\phi_L - \varphi_V)}{mR} (Y \cos(\gamma_V) \\ &+ Z \sin(\gamma_V)) + M_1 (mg \cos \theta + Z \sin(\gamma_V)) \\ &+ d_{\theta_L} \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\phi}_L &= -\frac{2R\dot{\phi}_L}{R} + 2\theta_L \dot{\phi}_L \tan \theta_L - M_2 Y \cos(\gamma_V) \\ &+ \frac{\cos(\phi_L - \varphi_V)}{mR \cos \theta_L} (Y \cos(\gamma_V) + Z \sin(\gamma_V)) \\ &+ M_2 (mg \cos \theta + Z \sin(\gamma_V)) + d_{\phi_L} \end{aligned} \quad (9)$$

در معادلات (۸) و (۹) پارامترهای M_1 و M_2 به صورت روابط (۱۰) و (۱۱) تعریف می‌شود.

$$M_1 = \frac{\cos \theta \cos \theta_L + \sin \theta \sin \theta_L \cos(\phi_L - \varphi_V)}{mR} \quad (10)$$

$$f_1 = \begin{bmatrix} -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{\theta}_L - \phi_L^2 \sin \theta_L \cos \theta_L + M_1 mg \cos \theta \\ -\frac{2\dot{R}}{R} \dot{\phi}_L + 2\dot{\theta}_L \dot{\phi}_L \tan \theta_L + M_2 mg \cos \theta \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$f_2 = \begin{bmatrix} -\frac{qSY_y}{mV \cos \beta} + \frac{g}{V \cos \beta} \cos \gamma \\ -\frac{qSZ_z}{mV} + \frac{g}{V} \cos \theta \sin \gamma \\ -\frac{F_{YZ}}{mV} - \frac{g}{V} \cos \theta \cos \gamma \tan \beta \end{bmatrix} \quad (24)$$

۴ طراحی کنترل کننده

برخورد موشک با هدف زمانی رخ می‌دهد که R (فاصله موشک تا هدف) به کمتر از مقدار R_{hit} (حداقل فاصله برخورد موشک با هدف) کاهش یابد، هدف از طراحی کنترل کننده در این مقاله، همگرا شدن زوایای θ_L و ϕ_L به مقادیر مرجع خود یعنی θ_{Lf} و ϕ_{Lf} و صفر شدن فاصله بین موشک و هدف (R) است.

برای حل مسئله از روش بازگشت به عقب استفاده می‌شود [۲۶]. ورودی کنترلی (u) به وسیله کنترل کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق تطبیقی و فازی محاسبه خواهد شد. رویکرد بازگشت به عقب بیان می‌کند که در ابتدا یک سیگنال کنترلی مجازی به نام x_{2d} طراحی می‌شود. این سیگنال رفتار مطلوب متغیر حالت x_2 است و طراحی آن به این صورت است که متغیر حالت x_0 به سمت صفر میل نماید. پس در واقع رفتار مطلوب x_2 را به گونه‌ای به‌دست آورده می‌شود که اولین هدف مسئله کنترلی برقرار گردد. در مرحله بعد، سیگنال کنترلی مجازی x_{3d} را طراحی می‌کنیم. این سیگنال به عنوان سیگنال مرجع متغیر حالت x_3 است و به گونه‌ای طراحی می‌شود که در صورتی که x_3 آن را تعقیب نماید، x_2 نیز x_{2d} را تعقیب نموده و در نتیجه x_0 به صفر میل خواهد کرد. در مرحله آخر نیز ورودی کنترلی واقعی u به گونه‌ای طراحی می‌شود که باعث همگرا شدن x_3 به x_{3d} شود و در نتیجه حلقه کنترلی تکمیل می‌شود. با انجام این کار هدف دوم مسئله کنترلی (صفر شدن فاصله بین موشک و هدف (R)) نیز برقرار خواهد شد.

دو سیگنال کنترلی مجازی با روش بازگشت به عقب به‌دست می‌آیند ولی سیگنال کنترلی واقعی که هدف اصلی این مقاله نیز است، از روش کنترلی شبکه عصبی یادگیری عمیق تطبیقی و فازی محاسبه خواهند شد. برای محاسبه سیگنال‌های مجازی از روابط ۲۶ الی ۳۶ استفاده شده‌است.

پارامتر S_1 مطابق معادله ۲۶ در نظر گرفته می‌شود.

$$S_1 = x_0 + cx_1 \quad (26)$$

$$\begin{cases} M_x = qSL(m_x^\alpha \alpha + m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_x} \delta_x) \\ M_y = qSL(m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_y} \delta_y) \\ M_z = qSL(m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z) \end{cases} \quad (18)$$

در معادله (۱۸)، (L) طول مرجع، $(m_x^\alpha, m_x^\beta, m_x^{\delta_x})$ مشتقات جزئی ضریب گشتاور کانال چرخش، $(m_y^\beta, m_y^{\delta_y})$ مشتقات جزئی ضریب گشتاور کانال انحراف، $(m_z^\alpha, m_z^{\delta_z})$ مشتقات جزئی ضریب گشتاور کانال فراز است.

با ترکیب روابط (۸) و (۹) و (۱۴) الی (۱۸) می‌توان معادله سه بعدی هدایت و کنترل یکپارچه موشک را به صورت معادله (۱۹) نوشت.

$$\begin{cases} \dot{x}_0 = x_1 \\ \dot{x}_1 = f_1 + b_1 \bar{x}_2 + d_1 \\ \dot{x}_2 = f_2 + b_2 x_3 + d_2 \\ \dot{x}_3 = f_3 + b_3 u + d_3 \end{cases} \quad (19)$$

در معادله (۱۹)، بردارهای حالت به صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$x_0 = \begin{bmatrix} \theta_L - \theta_{Lf} \\ \phi_L - \phi_{Lf} \end{bmatrix}, x_1 = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_L \\ \dot{\phi}_L \end{bmatrix}, \bar{x}_2 = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix}$$

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

همچنین $d_i (i = 1, 2, 3)$ ، خطاهای تقریبی سیستم را نشان می‌دهد. در معادله (۱۹)، ماتریس‌های b_i و f_i به صورت روابط (۲۰) الی (۲۵) نشان داده شده‌است.

$$b_1 = \begin{bmatrix} -M_1 qSc_y^\alpha & -\frac{qSc_z^\beta \sin \theta_L \sin(\phi_L - \phi_V)}{mR} \\ -M_2 qSc_y^\alpha & \frac{qSc_z^\beta \cos(\phi_L - \phi_V)}{mR \cos \theta_L} \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$b_2 = \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & \tan \beta \sin \alpha & 1 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ \cos \alpha \sec \beta & -\sin \alpha \sec \beta & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$b_3 = \begin{bmatrix} \frac{qSLm_x^{\delta_x}}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{qSLm_y^{\delta_y}}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{qSLm_z^{\delta_z}}{J_z} \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\dot{S}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2d} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_2 &= f_2 + b_2 x_3 \\ \dot{S}_2 &= f_2 + b_2 x_{3d} - \dot{x}_{2d} \end{aligned} \quad (33)$$

با صفر قراردادن \dot{S}_2 در معادله ۳۳ بخش دوم سیگنال مجازی بدست می‌آید.

$$x_{3d} = (b_2)^{-1}(\dot{x}_{2d} - f_2) \quad (34)$$

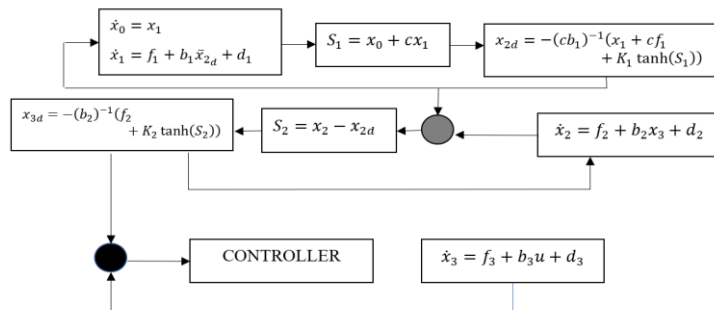
می‌توان با تقریب خوبی از \dot{x}_{2d} صرف نظر کرد، زیرا پس از مدت اندکی صفر خواهد گردید. بنابراین معادله ۳۴ به ۳۵ تبدیل خواهد شد.

$$x_{3d} = -(b_2)^{-1}(f_2) \quad (35)$$

اکنون با اضافه و کم کردن عبارت $-(b_2)^{-1}K_2 \tanh(S_2)$ در معادله ۳۵، قسمت دیگر کنترل کننده بدست خواهد آمد.

$$x_{3d} = -(b_2)^{-1}(f_2 + K_2 \tanh(S_2)) \quad (36)$$

در معادلات ۲۶ الی ۳۶، ضرایب c ، K_1 و K_2 ثابت هستند و به کمک روش‌های بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک و اجتماع ذرات در کنار متغیرهای مربوط به کنترل کننده واقعی در روش کنترلی به دست خواهند آمد. همچنین نمودار جعبه‌ای کنترل کننده مجازی و واقعی در شکل ۴ ترسیم شده است.



شکل ۴- نمودار جعبه‌ای کنترل کننده مجازی و واقعی.

Fig. 4. Block diagram of virtual and real controllers.

تغییر می‌دهد (آموزش شبکه‌ها) که تابع پاداش در پایان بیشینه گردد. باتوجه به اینکه شبکه‌های عصبی به کار رفته در این نوع کنترل کننده‌ها غالباً از نوع عمیق می‌باشند، عملکرد صحیح آن‌ها به شدت وابسته به در اختیار داشتن حجم داده زیاد است. چرا که اولاً پارامترهای قابل آموزش شبکه (درایه‌های ماتریس‌های وزن شبکه) در این کنترل کننده‌ها بسیار زیاد بوده و ثانياً توابع فعال‌ساز آن‌ها از نوع Relu هستند که رفتاری شبه‌خطی دارند و ایجاد نگاهت غیرخطی ورودی-خروجی توسط آن‌ها صرفاً با داشتن داده‌های زیاد امکان‌پذیر است. در آموزش کنترل کننده‌های مبتنی بر یادگیری تقویتی این

از معادله ۲۶ مشتق گرفته و معادلات حالت سیستم را در آن جایگذاری می‌کنیم.

$$\dot{S}_1 = \dot{x}_0 + c\dot{x}_1 \quad (27)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= x_1 \\ \dot{x}_1 &= f_1 + b_1 \bar{x}_2 \\ \dot{S}_1 &= x_1 + cf_1 + cb_1 x_{2d} \end{aligned} \quad (28)$$

با صفر قراردادن \dot{S}_1 در معادله ۲۸ بخش اول سیگنال مجازی بدست می‌آید.

$$x_{2d} = -(cb_1)^{-1}(x_1 + cf_1) \quad (29)$$

یک عبارت که تابعی از $\tanh(S_1)$ است به معادله ۲۹ اضافه می‌گردد که برابر با $-(cb_1)^{-1}(x_1 + cf_1) - K_1 \tanh(S_1)$ در نتیجه سیگنال مجازی کل برابر معادله ۳۰ خواهد بود.

$$x_{2d} = -(cb_1)^{-1}(x_1 + cf_1 + K_1 \tanh(S_1)) \quad (30)$$

برای سیگنال مجازی دوم، پارامتر S_2 به صورت معادله ۳۱ در نظر گرفته می‌شود.

$$S_2 = x_2 - x_{2d} \quad (31)$$

از معادله ۳۱ مشتق گرفته و معادلات حالت سیستم را در آن جایگذاری می‌کنیم.

۵ طراحی کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی

در این نوع کنترل کننده‌ها دو شبکه عصبی مجزا با مشارکت یکدیگر به یادگیری رفتار پلنت و کنترل آن می‌پردازند. در این جا شبکه عصبی عامل^۱ (کنترل کننده) وظیفه ایجاد عمل^۲ (تولید دستور کنترلی) و تعامل با محیط^۳ (پلنت) را داشته و شبکه عصبی نقاد^۴ (شناساگر) باتوجه به تابع پاداش^۵ (شاخص عملکرد بهینه‌سازی) سیاست^۶ رفتار عامل را به گونه‌ای

4. Critic
 5. Reward Function
 6. Policy

1. Agent
 2. Action
 3. Environment

طراحی کنترل کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق به صورت آنلاین، علی رغم موفقیت در مقاله [۲۸] نیازمند حجم محاسبات سنگین بر روی رایانه موشک‌ها است. برای رفع مشکلات مربوط به حجم محاسباتی می‌توان قسمت بیشتر کنترل کننده را به صورت آفلاین طراحی کرد و از آن به صورت جدول بهره در رایانه موشک استفاده نمود، و سپس از یک کنترل کننده تطبیقی برای دفع اثرات اغتشاشات و عدم قطعیت‌هایی که به صورت آنلاین به سیستم اعمال می‌شوند بهره برد. خروجی‌های مربوط به کنترل کننده شبکه عصبی عمیق در یک فایل داده با پسوند mat قرار داده شدند. در شبیه‌سازی مربوط به این کنترل کننده، طبق شرایط شبیه‌سازی در حال اجرا، ورودی کنترلی با استفاده از روش میان‌یابی از فایل مورد نظر محاسبه می‌گردد. برای به چالش کشیدن عملکرد یا توانمندی کنترل کننده در این روش، یک اغتشاش خارجی به سیستم وارد می‌شود. برای مقابله با اثر این اغتشاش خارجی، یک تخمین‌گر اغتشاش آنلاین در کنار کنترل کننده قرار داده شده‌است تا اغتشاش را شناسایی کرده و اثر آن را از بین ببرد. برای این منظور در ابتدا نیاز به یک تخمین‌گر حالت داریم. معادله این تخمین‌گر در معادله (۴۵) نوشته شده‌است.

$$\dot{\hat{x}} = \hat{f} + bu + \hat{d} + K(x - \hat{x}) \quad (45)$$

در معادله (۴۵)، بردار \hat{x} تخمین بردار متغیر حالت، \hat{d} تخمین اغتشاش خارجی، \hat{f} تخمین متغیر f در معادله دینامیکی سیستم (۱۹)، و K نیز یک ضریب مثبت است. معادله دیفرانسیلی تخمین‌گر اغتشاش به صورت معادله (۴۶) بیان می‌شود.

$$\begin{aligned} \dot{\hat{d}} &= z + L\dot{x} \\ \dot{z} &= -L\hat{f} - Lbu - Lz - L^T L\dot{x} \end{aligned} \quad (46)$$

در معادله (۴۶)، پارامتر L یک ضریب مثبت می‌باشد. با استفاده از این دو معادله می‌توان اغتشاش خارجی را تخمین زد و اثر آن را از بین برد. شبکه عصبی مورد نظر از مرجع [۲۷]، شبیه‌سازی شده‌است، و پایداری این کنترل کننده نیز با استفاده از توابع لیاپانوف در همین مرجع اثبات گردیده است. از طرفی وزن‌های آن به صورت تطبیقی هستند و در طول شبیه‌سازی به روزرسانی می‌شوند، که در نتیجه مشکلی از بابت کاهش عملکرد آن در شرایط مختلف وجود ندارد.

۶ طراحی کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی

برای بهبود عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی، یک سیستم فازی طراحی می‌گردد و خروجی آن به ورودی کنترلی افزوده می‌شود. برای طراحی این کنترل کننده از ابزار tunefis در نرم‌افزار متلب استفاده می‌شود. برای این کنترل کننده فازی دو ورودی و یک خروجی در

حجم عظیم داده از تکرار متعدد سناریوی کنترلی در محیط شبیه‌سازی ایجاد می‌گردد. برای طراحی کنترل کننده عصبی مبتنی بر یادگیری عمیق معادله سیستم به صورت $\dot{x} = Ax + bu$ را در نظر می‌گیریم. ورودی کنترلی u را مطابق معادله (۳۷) بیان می‌شود [۲۷].

$$u = -\frac{1}{2}R^{-1}G^T(\xi)\nabla\phi(\xi)^T\hat{W} \quad (37)$$

در معادله (۳۷)، R ماتریس وزنی مثبت است که مقدار آن توسط بهینه‌سازی تعیین خواهد شد. \hat{W} وزن‌های مرتبط با شبکه هستند. بردار ϕ بردار رگرسیون و $\nabla\phi$ گرادیان آن است. بردار $\xi = [e^T, x_d^T]^T$ متغیر حالت تعمیم یافته نام دارد. در متغیر تعمیم یافته $e = x - x_d$ خطای تعقیب است. هم‌چنین G از رابطه (۳۸) به دست می‌آید.

$$G = \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix} \quad (38)$$

بردار رگرسیون به صورت رابطه (۳۹) در نظر گرفته می‌شود.

$$\phi = [e^2, e, x_d, x_d^2]^T \quad (39)$$

در نتیجه گرادیان آن به صورت رابطه (۴۰) خواهد بود.

$$\nabla\phi = \begin{bmatrix} 2e & 0 \\ x_d & e \\ 0 & 2x_d \end{bmatrix} \quad (40)$$

هم‌چنین وزن‌ها از طریق معادله (۴۱) بروزرسانی می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{W} &= -\frac{\alpha_1\kappa}{(\kappa^T\kappa + 1)^2} \left\{ \int_{t-\Delta t}^t [Q_1 - \gamma\hat{W}^T\phi \right. \\ &\quad \left. + \frac{1}{4}\hat{W}^T\nabla\phi\Gamma\nabla\phi^T\hat{W}] dt \right. \\ &\quad \left. + \Delta\phi\hat{W} \right\} \\ &\quad - \frac{1}{2}\beta(\xi, u)\alpha_2\nabla\phi\Gamma\xi \end{aligned} \quad (41)$$

در معادله (۴۰)، ضرایب $\alpha_1, \alpha_2, \gamma$ و Γ ثابت‌هایی هستند که از بهینه‌سازی به دست می‌آیند و Q_1 طبق رابطه (۴۲) به دست خواهد آمد.

$$\begin{aligned} Q_1 &= \xi^T Q_{11} \xi \\ Q_{11} &= \begin{bmatrix} Q & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (42)$$

ماتریس Q در رابطه (۴۲)، ماتریس وزن است که توسط بهینه‌سازی تعیین می‌گردد. هم‌چنین $\beta(\xi, u)$ از رابطه ۴۳ بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} \beta(\xi, u) &= \begin{cases} 0, & \text{if } \left(\frac{\xi(t)^T \xi(t) - \xi(t-\Delta t)^T \xi(t-\Delta t)}{2} \right) \leq 0 \\ 1, & \text{else} \end{cases} \end{aligned} \quad (43)$$

$$\kappa = \Delta\phi(\xi(t)) \quad (44)$$

جدول ۱- قوانین فازی سه بعدی.

Table 1. Three-dimensional fuzzy rules.

Output 3	Output 2	Output 1	Input
Out3cluster1	Out2cluster1	Out1cluster1	In1cluster1
Out3cluster2	Out2cluster2	Out1cluster2	In1cluster2
Out3cluster3	Out2cluster3	Out1cluster3	In1cluster3
Out3cluster4	Out2cluster4	Out1cluster4	In1cluster4
Out3cluster5	Out2cluster5	Out1cluster5	In1cluster5

۷ شبیه‌سازی‌ها و نتایج

پس از تکمیل طراحی کنترل‌کننده‌های استفاده شده، در این بخش به بررسی عملکرد کنترل‌کننده‌های طراحی شده پرداخته می‌شود. پارامترهای موشک و مقادیر پارامترهای اولیه درگیری موشک و هدف، و شرایط اولیه در تمام این شبیه‌سازی‌ها یکسان و مطابق جدول ۲ می‌باشد.

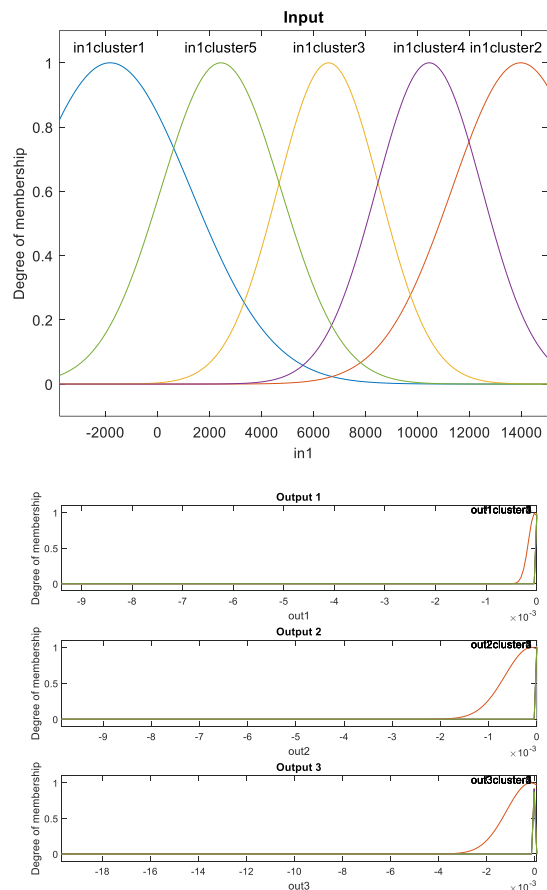
جدول ۲- پارامترهای موشک آشیانه‌یاب [۲۶].

Table 2. Homing missile parameters [26].

Initial parameters of missile-target engagement		Missile parameter values	
Amount	Variable	Amount	Variable
45 (deg)	$\theta(0)$	0.42 m ²	S
0 rad	$\Phi_c(0)$	0.68 m	L
0.1 rad/s	ω_x	1200 kg	m
0.1 rad/s	ω_y	1.1558 kg/m ³	ρ
0.2 rad/s	ω_z	100 kg.m ²	J_x
0 m	$x_m(0)$	5700 kg.m ²	J_y
0 m	$y_m(0)$	5600 kg.m ²	J_z
0 m	$z_m(0)$	-28.16	m_z^α
600 m/s	V_m	-27.92	$m_z^{\delta_z}$
600 m/s	V_t	-27.31	m_y^β
1136 m	$x_t(0)$	-26.57	$m_y^{\delta_y}$
8603 m	$y_t(0)$	0.46	m_x^α
5192.8 m	$z_t(0)$	-0.37	m_x^β
30 (deg)	θ_{Lf}	2.12	$m_x^{\delta_x}$
-30 (deg)	ϕ_{Lf}	57.16	c_y^α
19.6*cos(t)	a_T	0.08	c_y^β
-	-	5.74	$c_y^{\delta_z}$
-	-	-56.31	c_z^α
-	-	-5.62	c_z^β
-	-	0.09	$c_z^{\delta_y}$

نظر گرفته شده‌است. ورودی‌ها، خطای تعقیب ($e = x_3 - x_{3d}$) و تغییرات خطای تعقیب در دو گام زمانی متوالی و خروجی نیز سیگنال کنترلی u می‌باشد. دقت نمایند که ورودی دوم در واقع همان مشتق است، ولی از آن جا که گام زمانی ثابت می‌باشد دیگر تأثیری در روند حل نخواهد داشت و بنابراین اختلاف دو خطای تعقیب را بر گام زمانی تقسیم نشده‌است.

برای انجام بهینه‌سازی، باید ورودی‌ها و خروجی مرجع تعیین شوند. این عمل با استفاده از نتایج به دست آمده از بهینه‌سازی‌های روش‌های کنترلی دیگر انجام می‌گیرد، بدین صورت که خطای تعقیب، اختلاف خطای تعقیب، و ورودی کنترلی حاصل از دو روش کنترلی دیگر را به عنوان مرجع به دستور tunefis می‌دهیم و یک سیستم فازی بهینه شده بر اساس این داده‌های مرجع به دست می‌آوریم. بهینه‌سازی به صورت خودکار توسط متلب و به روش‌های الگوریتم ژنتیک و PSO انجام خواهد شد و خروجی این بهینه‌سازی‌ها دو فایل با پسوند fis است که تمام اطلاعات داخل آن‌ها قرار دارد. توابع عضویت در شکل ۵ و قوانین فازی در جدول ۱ نشان داده شده‌است.



شکل ۵- قوانین فازی ورودی و خروجی.

Fig. 5. Fuzzy input and output rules.

رابطه، برای یافتن دو ماتریس A و B باید ژاکوبین f را به ترتیب نسبت به x و u بیابیم.

اکنون، سیستم خطی جدیدی را به صورت رابطه (۴۹) تعریف می‌نماییم:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (49)$$

در رابطه (۴۹)، $x = [x_0^T, x_1^T, x_2^T, x_3^T, \theta, \phi_v, R, \dot{R}]^T$ و $u = [\delta_x, \delta_y, \delta_z]^T$ می‌باشند. در واقع یک سیستم خطی را به گونه‌ای تعریف می‌کنیم که شامل تمام متغیرهای حالت تعریف شده در قسمت‌های قبلی است. باتوجه به معادلات فوق، مقادیر عددی داده شده در جدول ۲ و در نهایت استفاده از رابطه (۴۸) خواهیم داشت:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -6.67 & 7.23 & 0 & 0 & -6.70 & -204.6 & 0 & 0 & 0 & -5.22 & -1.04 & -8.09 & 0 & 0 \\ 2.41 & 2.41 & 0 & 0 & -3.46 & 0.682 & 0 & 0 & 0 & 4.8 & -2.41 & -4.17 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -0.0116 & 0.0003 & -0.0003 & -0.0175 & 0.0003 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0114 & 0.0011 & 0.0142 & 0.0175 & 1 & 0 & -0.0001 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0063 & -0.0137 & 0 & 1 & -0.0175 & 0 & 0.0004 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.45 & -0.36 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.47 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -0.49 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0118 & 0 & 0.0002 & 0 & 0 & 0 & 0.0082 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0112 & 0.0013 & -0.0002 & 0 & 0 & 0 & 0.0001 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -0.1672 & -0.0609 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 2.0994 & 0 & 0 \\ 0 & -0.4616 & 0 \\ 0 & 0 & -0.4937 \\ 0 & -3.17e^{-7} & 0.0012 \\ 0 & -2.10e^{-5} & -2.33e^{-5} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 9.6252 & -567.3836 \end{bmatrix}$$

توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول ۳ تنظیم شده‌اند، بررسی می‌شوند.

جدول ۳- پارامترهای کنترل کننده PID.

Table 3. PID controller parameters.

gain type	gain amount
Proportional gain(K_p)	0.732
Integral gain(K_i)	0.417
Derivative gain(K_d)	1.669

نتایج شبیه‌سازی برای عملکرد کنترل کننده PID در شکل ۶ الی ۹ نشان داده شده‌است.

۱.۷ معادلات خطی حرکت موشک و رهگیری در فضای سه بعدی

برای یک سیستم غیرخطی، معادله کلی (۴۷) را در نظر بگیرید:

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (47)$$

برای به دست آوردن سیستم خطی $\dot{x} = Ax + Bu$ متناظر با سیستم غیرخطی (۴۷) از روابط (۴۸) استفاده می‌نماییم:

$$A = \frac{\partial f(x, u)}{\partial x} \Big|_{x=x_0, u=u_0} \quad (48)$$

$$B = \frac{\partial f(x, u)}{\partial u} \Big|_{x=x_0, u=u_0}$$

در رابطه (۴۸)، x_0 و u_0 نقاط کاری خطی‌سازی می‌باشند. طبق این

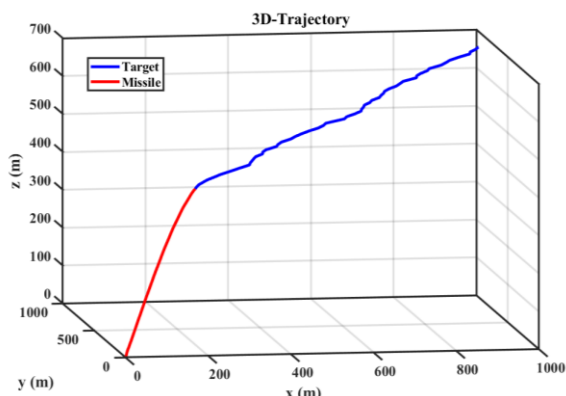
در بدست آوردن مقادیر عددی این ماتریس‌ها، نقاط کاری به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند (در واقع باید تمام نقاط کاری صفر در نظر گرفته می‌شد، ولی از آن جا که مخرج برخی از معادلات صفر می‌شد و در نتیجه مقادیر بی‌نهایت به دست می‌آمد، مقادیر کوچک نزدیک برای برخی از نقاط کاری در نظر گرفته شده‌است):

$$x_0^0 = [0, 0]^T, \quad x_1^0 = [0, 0]^T, \quad x_2^0 = \left[\frac{\pi}{180}, \frac{\pi}{180}, \frac{\pi}{180} \right]^T,$$

$$x_3^0 = [0, 0, 0]^T, \quad \theta^0 = \frac{\pi}{6}, \quad \phi_v^0 = 0, \quad R^0 = 1, \quad dR^0 = 0$$

۲.۷ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده PID

در این قسمت عملکرد کنترل کننده PID که پارامترهای آن‌ها

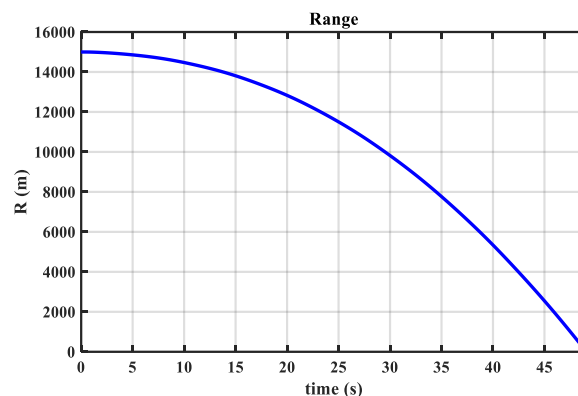


شکل ۹- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده PID.

Fig. 9. Missile and target trajectory using PID controller.

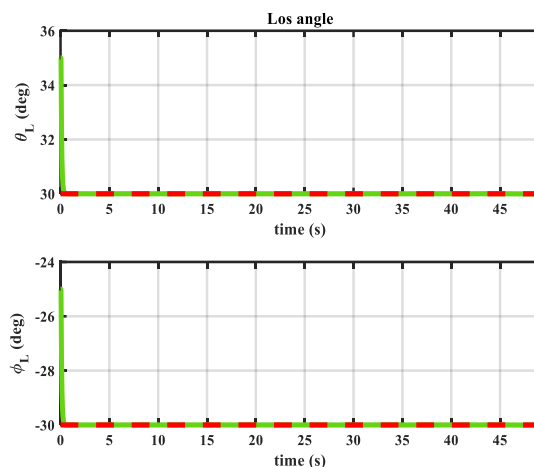
نمودارهای شکل های ۶ و ۷ نشان می دهد که در زمانی حدود ۵۰ ثانیه، فاصله نسبی موشک و هدف به صفر می رسد. همچنین زوایای ارتفاع و سمت در شروع پرواز به مقدار هدف خود می رسند. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۸ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۹ به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع ۳۱۰ متری به هدف برخورد کند. در کل می توان گفت عملکرد کنترل کننده PID ضعیف ارزیابی می شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده خیلی زیاد است، و برخورد موشک و هدف در ارتفاع پایینی اتفاق افتاده است که برای پدافند های هوایی ارتفاع مناسبی نیست، چرا که در پدافند های هوایی بهتر است برخورد موشک و هدف در ارتفاع بالاتری صورت گیرد و هدف به مواضع نزدیک نشود. همچنین در کنترل کننده PID زوایا در شروع پرواز موشک به مقادیر مرجع خود می رسند و در طی پرواز همگرا نمی شوند، و این امر باعث می شود هدف مسیر موشک را تشخیص دهد و برخورد موشک و هدف صورت نگیرد.

ضرایب کنترل کننده PID با استفاده از روش زیگلر نیکولز به دست آمده اند. خروجی این روش مناسب است و معمولاً بهتر از روش های بهینه سازی جواب می دهد. ابزار های بهینه سازی در کنترل کننده PID زمان بر هستند و ممکن است با صرف زمان بسیار زیاد، نتیجه مطلوب حاصل نشود. همچنین برای کنترل کننده PID باید از خطی سازی استفاده شود، که این خطی سازی فقط در نقاط کاری محدودی جوابگو خواهد بود. با توجه به دینامیک موشک، خطی سازی برای همه حالت ها مورد اطمینان نیست، و حتی در صورتی که بهره های کنترل کننده PID از روش شبکه عصبی و فازی طراحی می شود، به علت آنکه خطی سازی انجام شد در همه حالت ها معتبر نیست. مضافاً اینکه با تغییرات ضرایب کنترل کننده PID، نتایج آن در مقایسه با سایر کنترل کننده ها بهبود نمی یابد. حتی اگر بتوان به چنین حالتی هم دست پیدا کرد، تلاش کنترلی آن به شدت زیاد شده و سیستم در حالت اشباع قرار خواهد گرفت. در نتیجه PID یک کنترل کننده مناسبی برای این سیستم نمی باشد. به علاوه، زمان برخورد موشک-هدف با کنترل کننده PID



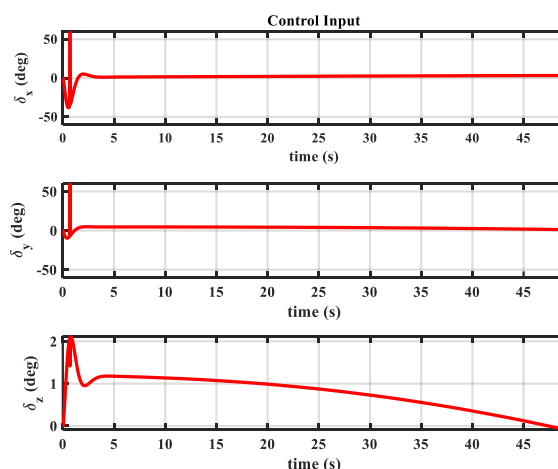
شکل ۶- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده PID.

Fig. 6. Relative distance between missile and target using PID controller.



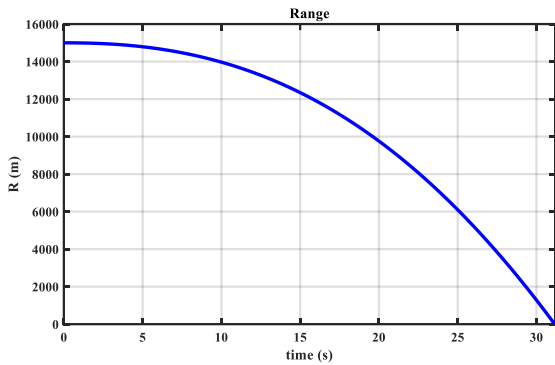
شکل ۷- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده PID.

Fig. 7. Changes in yaw and pitch angles using PID controller.



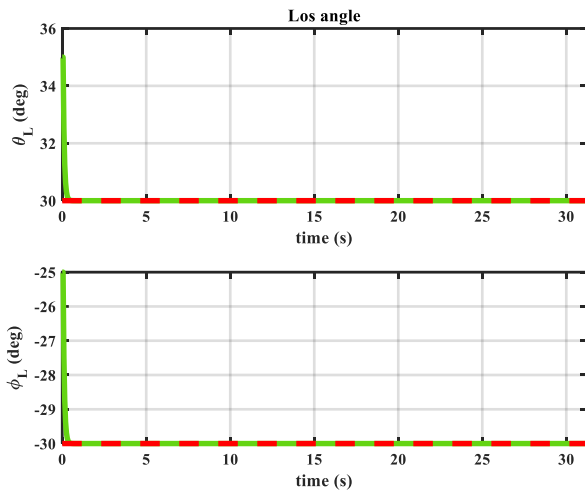
شکل ۸- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده PID.

Fig. 8. Missile control input using PID controller.



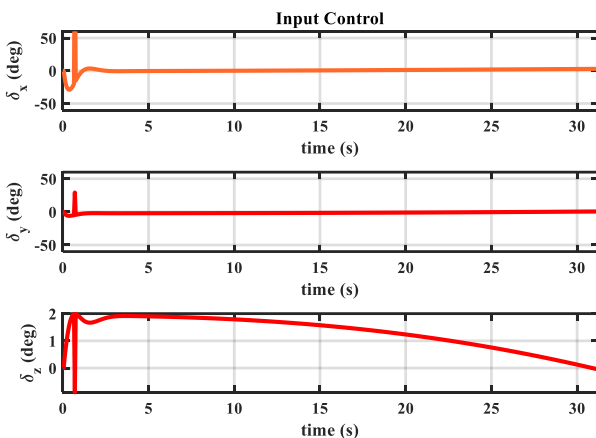
شکل ۱۱- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده LQR.

Fig. 11. Relative distance between missile and target using LQR controller.



شکل ۱۲- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده LQR.

Fig. 7. Changes in yaw and pitch angles using LQR controller.



شکل ۱۳- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده LQR.

Fig. 13. Missile control input using LQR controller.

در حدی بالا می‌باشد که این کنترل کننده برای برخورد موشک به هدف در سناریوی مورد نظر این تحقیق مناسب نمی‌باشد. در مسئله برخورد موشک و هدف، زمان نقش بسیار کلیدی ایفا می‌نماید حتی اگر قدری تلاش کنترلی بیشتر شود. در انتها می‌توان گفت کنترل کننده PID اگرچه ساده‌تر است، ولی برای سیستم‌های پیچیده بدرستی پاسخ نمی‌دهد. در صورتی هم که جواب‌های خروجی بهتر شوند، تلاش کنترلی آن به صورت غیرقابل حصول بالا خواهد بود. در نتیجه یک کنترل کننده که برای سیستم‌های غیرخطی پیچیده مناسب باشد، مطمئن‌تر خواهد بود.

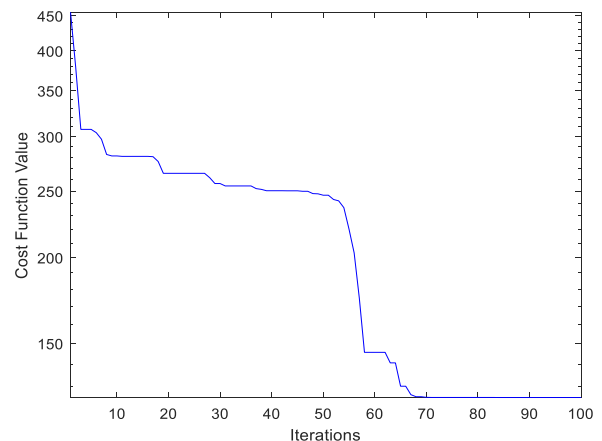
۳.۷ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده LQR

به منظور شبیه‌سازی کنترل کننده LQR، ابتدا مقادیر مناسب برای ماتریس‌های Q و R برای درگیری هدف-موشک مورد نظر در این تحقیق با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات استخراج و تعیین شدند. نتایج حاصل از این فرآیند بهینه‌سازی برای این دو ماتریس قطری به صورت زیر به دست آمده است.

$$Q = \text{diag}[0.0988, 5.8532, 0.0893, 4.8708, 9.3566, 0.8765, 1.2646, 3.1068, 9.8594, 4.4510, 9.8985, 3.0687, 0.1200, 0.0380]$$

$$R = \text{diag}[9.1104, 1.7283, 1.3463]$$

با استفاده از این دو ماتریس در تابع هزینه، تغییرات مقادیر تابع هزینه به دست آمده و در شکل ۱۰ قابل مشاهده می‌باشد. ملاحظه می‌گردد که زمان رسیدن تا انتهای شبیه‌سازی، برای الگوریتم PSO، به مقدار ۱۱۵۴ ثانیه است. در ادامه، با استفاده از ماتریس‌های حالت خطی‌سازی شده و معادله ریکاتی، ماتریس بهره و ورودی کنترلی محاسبه می‌شود و نتایج حاصل از شبیه‌سازی در شکل‌های ۱۱ الی ۱۴ ملاحظه می‌باشد.



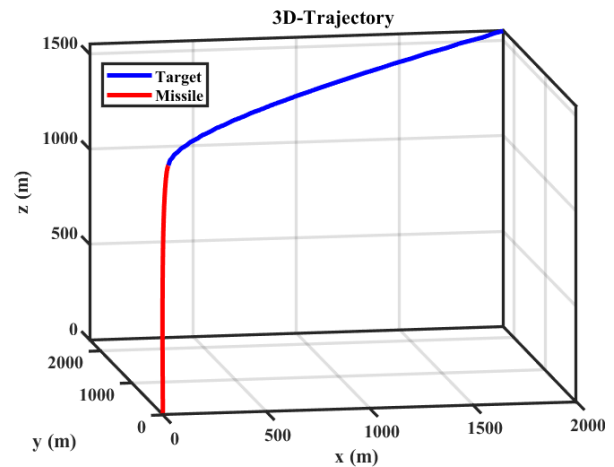
شکل ۱۰- تغییرات تابع هزینه در بهینه‌سازی با کنترل کننده LQR - الگوریتم ژنتیک.

Fig. 10. Changes in cost function using LQR controller - Genetic Algorithm.

LQR بالا بوده که مطلوب نیست چرا که در مسئله برخورد موشک و هدف، زمان نقش بسیار کلیدی و تعیین کننده در درگیری دارد.

۴.۷ شبیه سازی عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی

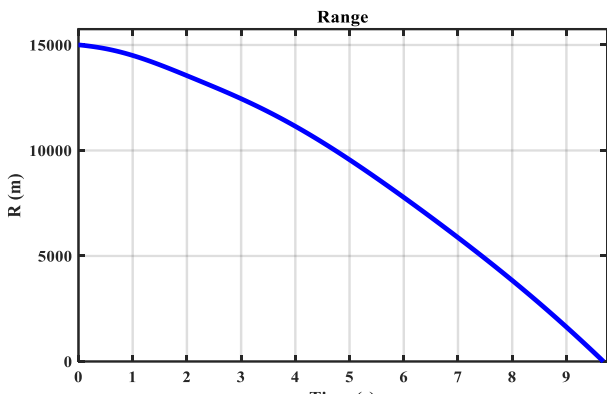
در این قسمت عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی بررسی می شود. ابتدا کنترل کننده طراحی می شود و خروجی های مربوط به کنترل کننده شبکه عصبی عمیق در یک فایل داده با پسوند mat قرار داده می شوند. در شبیه سازی این کنترل کننده، طبق شرایط شبیه سازی در حال اجرا، ورودی کنترلی با استفاده از روش میان یابی از فایل مورد نظر که حدود ۶۰۰۰ داده ورودی است، محاسبه می گردد.



شکل ۱۴- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده LQR.

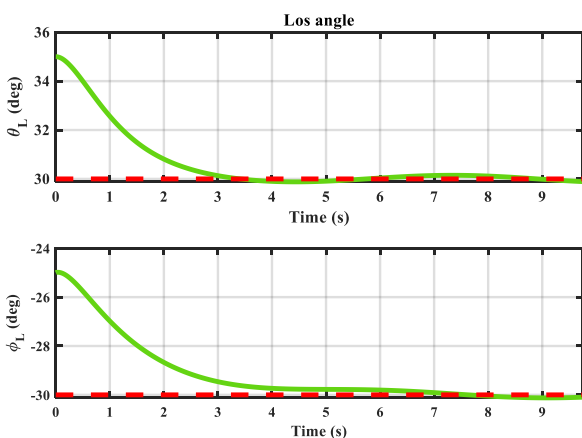
Fig. 14. Missile and target trajectories using LQR controller.

نمودارهای شکل های ۱۱ و ۱۲ نشان می دهد که در زمانی حدود ۳۲/۳ ثانیه، فاصله نسبی موشک و هدف به صفر می رسد و برخورد صورت می گیرد. همچنین زوایای ارتفاع و سمت در شروع پرواز به مقدار هدف خود می رسند. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۱۳ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۴ به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع ۸۲۳ متری به هدف برخورد کند. همان طور که اشاره شد، در طراحی کنترل کننده LQR از روش بهینه سازی ازدحام ذرات برای محاسبه ماتریس های وزن استفاده شد که باعث شد این کنترل کننده عملکرد بهتری نسبت به کنترل کننده PID داشته باشد. اگرچه نتیجه بهتری حاصل شد لکن می توان گفت عملکرد کنترل کننده LQR متوسط ارزیابی می شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده برای یک درگیری زمین-به- هوا با برد کوتاه همچنان زیاد است، و ارتفاع برخورد موشک و هدف نیز همچنان در ارتفاع پایینی اتفاق افتاده است و مناسب برای پدافندهای هوایی نیست. همان طور که قبلاً بیان شد، در پدافندهای هوایی کوتاه-برد بهتر است برخورد موشک و هدف در ارتفاع بالاتری صورت گیرد و هدف به مواضع پدافندی نزدیک نشود. همچنین در کنترل کننده LQR زوایای در شروع پرواز موشک به مقادیر مرجع خود می رسند و در طی پرواز همگرا نمی شوند، که این امر باعث می شود هدف بتواند مسیر موشک را تشخیص داده و تلاش نموده از برخورد با موشک فرار نماید. ماتریس های وزن کنترل کننده LQR با استفاده از روش بهینه سازی ازدحام ذرات به دست آمده اند. همچنین برای کنترل کننده LQR باید از خطی سازی استفاده شود، که این خطی سازی فقط در نقاط کاری محدودی جوابگو خواهد بود. باتوجه به دینامیک موشک، خطی سازی مورد اطمینان برای همه حالت ها نیست. زمان برخورد در کنترل کننده



شکل ۱۵- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی.

Fig. 15. Relative distance between missile and target using adaptive offline deep neural network controller.



شکل ۱۶- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی.

Fig. 16. Changes in yaw and pitch angles using adaptive offline deep neural network controller.

۵.۷ شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی

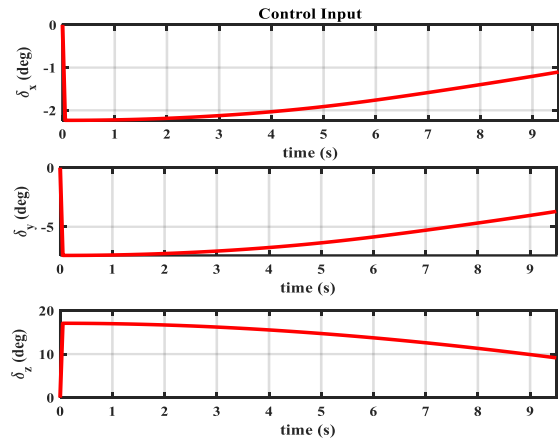
برای بهبود عملکرد کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی، یک کنترل‌کننده فازی طراحی می‌شود و شبیه‌سازی‌های آن انجام می‌شود. تمام توابع عضویت و قوانین مربوط به آن‌ها به صورت خودکار توسط متلب تنظیم شده‌اند. جعبه ابزار فازی متلب قابلیت‌هایی دارد که توسط آن می‌توان با استفاده از ورودی‌ها و خروجی‌های مرجع (مانند کاری که در شبکه عصبی صورت می‌گیرد)، یک سیستم فازی را تعریف نمود. ویژگی‌های سیستم فازی در جدول ۴ بیان شده‌است.

نمودار شکل ۱۹ فاصله نسبی بین موشک و هدف را نشان می‌دهد که این فاصله نسبی در حدود ۷/۱۲ ثانیه به صفر می‌رسد و برخورد صورت می‌گیرد. این زمان، برای پدافندهای هوایی در بردهای کوتاه زمان مناسبی می‌باشد، چرا که پس از شلیک، موشک در این زمان کوتاه با سرعت به سمت هدف رفته و موشک فرصتی به هدف برای دادن مانور و فرار از برخورد با موشک باقی نمی‌گذارد. همچنین شکل ۲۰ نشان می‌دهد که زوایای پرواز در زمان مناسبی همگرا می‌شوند. بر اساس شکل ۲۱ ورودی‌های کنترلی نیز به خوبی اعمال شده‌است. این ورودی‌های کنترلی موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۲۲ به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع ۲۱۹۰ متری به هدف برخورد نماید. نکته مهم در کنترل‌کننده فازی این است که کنترل‌کننده فازی در نقش مکمل کنترل‌کننده اصلی است. این کنترل‌کننده اغتشاشاتی که در پاسخ وجود دارد را از بین می‌برد و کنترل فازی در هر زمان، به کنترل اصلی اضافه می‌شود. در حقیقت کنترل فازی نقش جبران‌ساز و مکمل برای صفر شدن سریعتر خطا و نیز کاهش اغتشاشات را دارد. همچنین عملکرد تخمین گر اغتشاش در شکل ۲۳ نمایان است.

جدول ۴- ویژگی‌های سیستم فازی.

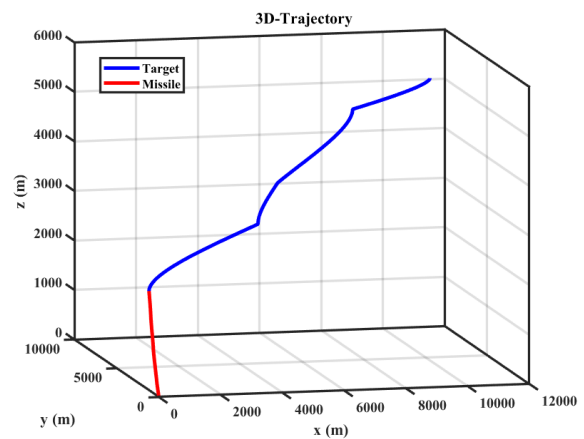
Table 4. Fuzzy system characteristics.

Expressing the characteristics of a fuzzy system	Fuzzy system feature type
sugeno	Inference engine type
2	Number of inputs
1	Number of outputs
25	Number of rules
prod	AND method
max	OR method
Or, and	Fuzzifier method
wtaver	De-fuzzifier
G-Bell	Type of membership functions



شکل ۱۷- ورودی کنترلی موشک- کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی.

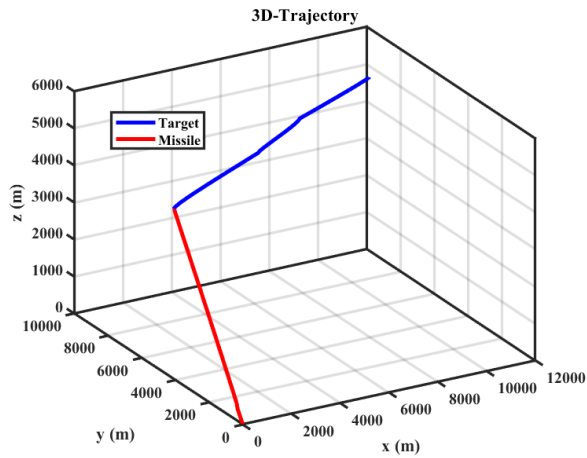
Fig. 17. Missile control input using adaptive offline deep neural network controller.



شکل ۱۸- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی.

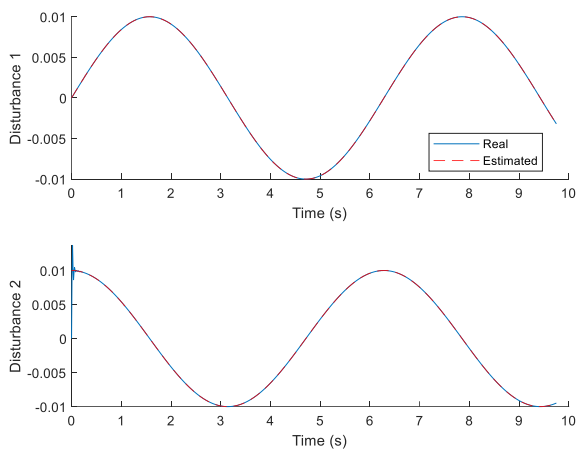
Fig.18. Missile and target trajectories using adaptive offline deep neural network controller.

نمودار شکل ۱۵ فاصله نسبی بین موشک و هدف را نشان می‌دهد که این فاصله نسبی در حدود ۹/۸۵ ثانیه به صفر می‌رسد و برخورد صورت می‌گیرد. این زمان، برای پدافندهای هوایی در بردهای کوتاه زمان مناسبی می‌باشد، چرا که پس از شلیک، موشک در این زمان کوتاه با سرعت به سمت هدف رفته و موشک فرصتی به هدف برای دادن مانور و فرار از برخورد با موشک باقی نمی‌گذارد. همچنین شکل ۱۶ نشان می‌دهد که زوایای پرواز در زمان مناسبی همگرا می‌شوند. بر اساس شکل ۱۷ ورودی‌های کنترلی نیز به خوبی اعمال شده‌است. این ورودی‌های کنترلی موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۸ به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع ۱۲۶۰ متری به هدف برخورد نماید.



شکل ۲۲- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی.

Fig. 22. Missile and target trajectories using offline adaptive fuzzy deep neural network controller.



شکل ۲۳- عملکرد تخمین گر اغتشاش.

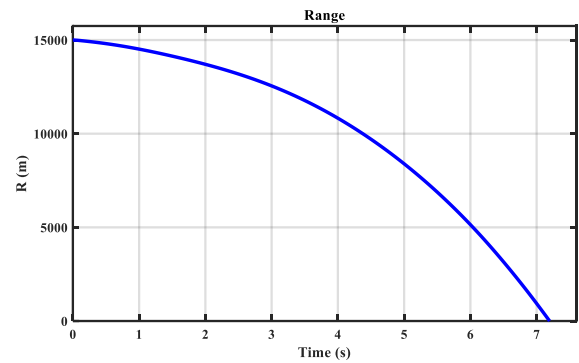
Fig. 23. Performance of the disturbance estimator.

در انتها، مقایسه کمی بین نتایج حاصل از کنترل کننده‌های مورد بررسی در این مقاله در جدول ۵ ارائه شده است.

جدول ۵- مقایسه کمی کنترل کننده‌های مقاله.

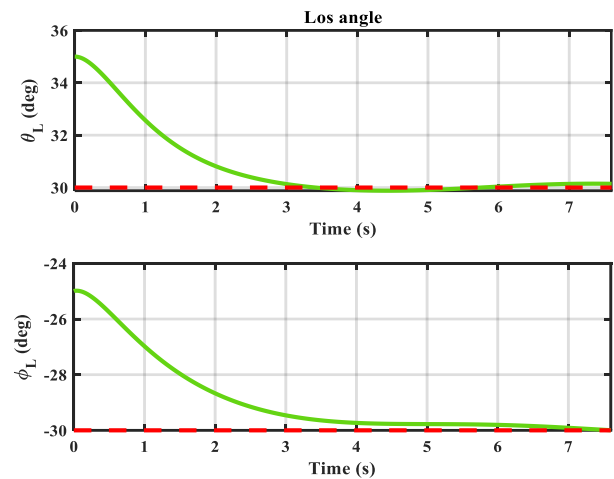
Table 5. Quantitative comparison of the article's controllers.

	Fuzzy Adaptive NN	Adaptive NN	LQR	PID
Missile impact time (s)	7.12	9.85	32.3	49.66
Missile impact height (m)	2190	1260	823	310



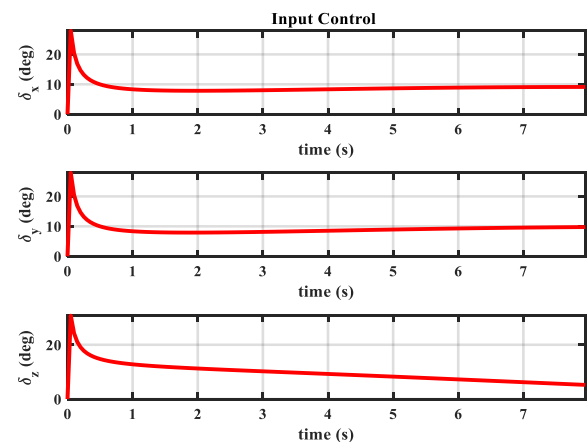
شکل ۱۹- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی.

Fig. 19. Relative distance of missile and target using offline adaptive fuzzy deep neural network controller.



شکل ۲۰- تغییرات زوایای فرز و سمت با کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی.

Fig. 20. Changes in yaw and pitch angles using offline adaptive fuzzy deep neural network controller.



شکل ۲۱- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی.

Fig. 21. Missile control input using fuzzy adaptive offline deep neural network controller.

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, pp. 25-41, 2010.
- [3] C. F. Lin, J. Bibel, E. Ohlmeyer, and S. Malyevac, "Optimal design of integrated missile guidance and control," in *AIAA and SAE, 1998 World Aviation Conference*, Anaheim, CA, U.S.A., 2007, Paper 5519, <https://doi.org/10.2514/6.1998-5519>.
- [4] J. R. Cloutier, C. N. D'Souza, and C. P. Mracek, "Nonlinear regulation and nonlinear H_∞ control via the state-dependent Riccati equation technique: Part 1, theory," in *International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace*, Daytona Beach, FL, 1996, pp. 117-131.
- [5] J. R. Cloutier, "Adaptive matched augmented proportional navigation," USH1980H1, United States, ed: Google Patents, 2001.
- [6] C. P. Mracek and J. R. Cloutier, "Missile longitudinal autopilot design using the state-dependent Riccati equation method," in *International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace*, Anaheim, CA, U.S.A., 1996, pp. 387-396.
- [7] P. Menon and E. J. Ohlmeyer, "Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems," *Control Engineering Practice*, vol. 9, no. 10, pp. 1095-1106, 2001, [https://doi.org/10.1016/S0967-0661\(01\)00082-X](https://doi.org/10.1016/S0967-0661(01)00082-X).
- [8] N. F. Palumbo and T. D. Jackson, "Integrated missile guidance and control: A state dependent Riccati differential equation approach," in *International Conference on Control Applications (Cat. No. 99CH36328)*, Kohala Coast, HI, USA, 1999, pp. 243-248, <https://doi.org/10.1109/CCA.1999.806207>.
- [9] P. K. Menon, G. D. Sweriduk, E. J. Ohlmeyer, and D. S. Malyevac, "Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 1, pp. 118-126, 2004, <https://doi.org/10.2514/1.9336>.
- [10] P. Menon, S. Vaddi, and E. Ohlmeyer, "Finite-horizon robust integrated guidance-control of a moving-mass actuated kinetic warhead," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Keystone, Colorado, 2006, Paper 6787, <https://doi.org/10.2514/6.2006-6787>.
- [11] T. W. Hwang and M. J. Tahk, "Integrated backstepping design of missile guidance and control with robust disturbance observer," in *SICE-ICASE International Joint Conference*, Busan, Korea (South), 2006, pp. 4911-4915, <https://doi.org/10.1109/SICE.2006.314847>.

۸ نتیجه‌گیری

در این مقاله، هدایت و کنترل یک موشک زمین-به-هوا به صورت مدل سازی سه بعدی با استفاده از کنترل تطبیقی یادگیری عمیق و فازی برای مدل یکپارچه موشک-هدف پیشنهاد شده است. در ابتدا معادلات هدایت و کنترل یکپارچه موشک و هدف بطور کامل استخراج شد و سپس به طراحی کنترل کننده‌ها پرداخته شد. ابتدا به منظور ارزیابی کنترل کننده‌های پیشنهادی، دو کنترل کننده خطی PID و LQR طراحی شد. کنترل کننده PID با استفاده از روش زیگلر-نیکولز و کنترل کننده LQR با روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات طراحی شد. نتایج حاصل از این کنترل کننده‌ها به علت زمان زیاد پرواز و قانون کنترلی نامناسب، مطلوب ارزیابی نشد. در ادامه، طراحی کنترل کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق تطبیقی انجام شد و نتایج حاصل از این کنترل کننده در یک جدول بهره با ۱۳۰۰۰ الگو جهت آموزش غیر برخط شبکه عصبی قرار داده شد. به منظور نزدیک تر شدن به شرایط واقعی، یک تخمین گر اغتشاش آنلاین در کنار کنترل کننده قرار داده شده است تا اغتشاش را شناسایی کرده و اثر آن را از بین ببرد. باتوجه به شبیه‌سازی‌های انجام شده می‌توان گفت باتوجه به زمان پرواز مناسب و ارتفاع برخورد موشک به هدف، عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق تطبیقی مطلوب ارزیابی می‌شود.

در ادامه، برای تقویت کنترل کننده پیشنهادی و بهبود نتایج، طراحی کنترل فازی انجام شد. در این حالت نیز یک تخمین گر اغتشاش آنلاین در کنار کنترل کننده قرار داده شد و باتوجه به شبیه‌سازی انجام شده، زمان برخورد موشک به هدف در کنترل کننده‌ای که قسمت فازی به آن اضافه شده است کاهش پیدا کرد. مسیر حرکت موشک و هدف نیز نشان‌دهنده برخورد موشک و هدف در ارتفاع مناسب تری از پدافند در مقایسه با حالتی که کنترل فازی اعمال نشده است بوده است. چنین ارتفاع مناسبی برای پدافندها بسیار مهم است که قبل از اینکه هدف متخاصم بتواند نزدیک به پدافند و مواضع شود و مانورهای غیر قابل پیش‌بینی انجام دهد، در فاصله و ارتفاع مناسبی که خطا کمترین مقدار باشد، مورد اصابت قرار گیرد.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

- Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 21, no. 2, pp. 162-168, 2008, [https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(08\)60021-7](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(08)60021-7).
- [21] M. A. Cross and Y. B. Shtessel, "Single-loop integrated guidance and control using high-order sliding-mode control," *Variable-Structure Systems and Sliding-Mode Control: From Theory to Practice*, pp. 433-462, 2020, https://doi.org/10.1007/978-3-030-36621-6_14.
- [22] 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>.
- [23] 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, p. 1463, <https://doi.org/10.2514/6.2021-1463>.
- [24] 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, p. 640, 2022, <https://doi.org/10.3390/aerospace9110640>.
- [25] S. Ma, A. Li, and Z. Wang, "Integrated Guidance and Control for Homing Missiles with Terminal Angular Constraint in Three Dimension Space," in *2020 IEEE International Conference on Artificial Intelligence and Information Systems (ICAIS)*, 2020, pp. 601-606. <https://doi.org/10.1109/ICAIS49377.2020.9194808>.
- [26] H. Qian and T. Li, "Integrated guidance and control for missiles with three-dimensional impact angle constrained," *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, vol. 17, pp. 581-593, 2021, <https://doi.org/10.24507/ijicic.17.02.581>.
- [27] A. Tutunji, "Neural network-based Optimal Tracking Control of continuous-Time uncertain Nonlinear System via Reinforcement Learning," *neural process lett* 51,2513-2530,2020, <https://doi.org/10.1007/s11063-020-10220-z>.
- [28] M. M. Soori and S. H. Sadati, "Integrated guidance and control of the surface-to-air homing missile Pitch channel using optimal neural network," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 12, pp. 25-42, 2023.
- [12] N. Harl, S. Balakrishnan, and C. Phillips, "Sliding mode integrated missile guidance and control," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Ontario, Canada, 2010, Paper 7741, <https://doi.org/10.2514/6.2010-7741>.
- [13] 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/10.2514/1.426544>.
- [14] 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>.
- [15] S. He, T. Song, and D. Lin, "Impact angle constrained integrated guidance and control for maneuvering target interception," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, no. 10, pp. 2653-2661, 2017, <https://doi.org/10.2514/1.G002201>.
- [16] J. Ma, H. Guo, P. Li, and L. Geng, "Adaptive integrated guidance and control design for a missile with input constraints," *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 46, no. 20, pp. 206-211, 2013, <https://doi.org/10.3182/20130902-3-CN-3020.00114>.
- [17] M. Cross, "Missile interceptor integrated guidance and control: single-loop higher-order sliding mode approach," Ph.D. dissertation, Department Electrical and Computer Engineering, University of Alabama in Huntsville, Alabama, United States, 2020.
- [18] K. W. Lee and S. N. Singh, "Longitudinal nonlinear adaptive autopilot design for missiles with control constraint," *Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 232, no. 9, pp. 1655-1670, 2018, <https://doi.org/10.1177/0954410017699002>.
- [19] M. Ma, K. Zhao, and S. Song, "Adaptive sliding mode guidance law with prescribed performance for intercepting maneuvering target," *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, vol. 16, no. 2, pp. 631-648, 2020, <https://doi.org/10.24507/ijicic.16.02.631>.
- [20] H. Mingzhe and D. Guangren, "Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets,"