

استفاده از شبکه عصبی بهبودیافته به منظور هدایت و کنترل یک موشک رهگیر به سمت اهداف مانور دار

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۱۱/۰۸

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۶/۲۹

محمد مهدی سوری^۱، کاظم ایمانی^۲

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

۲- استادیار، دانشکده مهندسی و پرواز، دانشگاه افسری امام علی (ع)، تهران. Imani_ka@yahoo.com

چکیده

در این مقاله، طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده شبکه عصبی بهینه برای یک موشک زمین به هوا با هدف کاهش زمان پرواز تا برخورد با هدف ارائه شده است. مدل‌سازی موشک و هدف به صورت سه‌بعدی انجام شده و بهینه‌سازی برای کمینه‌سازی فاصله و زمان پرواز صورت گرفته است. نوآوری پژوهش در به‌کارگیری الگوریتم‌های ژنتیک و ازدحام ذرات در طراحی کنترل‌کننده شبکه عصبی در چارچوب هدایت و کنترل یکپارچه است. در الگوریتم ژنتیک، با انتخاب جمعیت اولیه و اعمال تابع هدف، بهترین جفت‌ها برای تولید نسل انتخاب می‌شوند. در الگوریتم ازدحام ذرات نیز با به‌روزرسانی موقعیت و اعمال جریمه به ذرات خارج از مرز، فرآیند بهینه‌سازی انجام می‌شود. ابتدا کنترل‌کننده PID طراحی شده و سپس نسخه بهینه مبتنی بر شبکه عصبی ارائه می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که زمان برخورد با هدف با کنترل‌کننده پیشنهادی حدود ۳۸ تا ۴۲ ثانیه نسبت به کنترل‌کننده PID کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: موشک، هدایت و کنترل، کنترل عصبی، الگوریتم ژنتیک، الگوریتم ازدحام ذرات

Using an improved neural network to guide and control an interceptor missile towards maneuvering targets

Mohamad Mahdi Soori¹, Kazem Imani²

1- PhD student, Faculty of Mechanical Engineering, Khajeh Nasir al-Din Toosi University of Technology, Iran.

2- Assistant Professor, Faculty of Engineering and Flight, Imam Ali (AS) Military University, Tehran. Imani_ka@yahoo.

Abstract

In This paper presents the design and simulation of an optimized neural network controller for a surface-to-air missile aimed at minimizing the flight time to the target. The missile and target are modeled in three dimensions, and optimization is performed to reduce both interception distance and flight time. The novelty lies in integrating genetic and particle swarm optimization algorithms to design a neural network controller within a unified guidance and control framework. In the genetic algorithm, an initial population is selected and evaluated using a fitness function, while the best pairs are chosen for reproduction. In the particle swarm optimization, particles update their positions based on previous states, with penalties applied to those exceeding the problem's bounds. A PID controller is first designed, followed by the proposed optimized neural controller. Simulation results show that the proposed controller, combined with integrated guidance and control, reduces the interception time by approximately 38 to 42 seconds compared to the PID controller.

Keywords: Missile, guidance and control, neural control, genetic algorithm, particle swarm algorithm.

۱۲۱

سال ۱۴ - شماره ۱

پیاور و تابستان ۱۴۰۴

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



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 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 سیستم‌های G&C معمولی برای بهبود پایداری به کوچک کردن ثابت زمانی اتوپایلوت تا حد ممکن متکی هستند. ثابت زمانی اتوپایلوت، فاصله از دست‌دهی تا هدف را در سیستم‌های G&C معمول طراحی می‌کند [۱].

تحقیقات در زمینه هدایت و کنترل یکپارچه با لین و یوئه در سال ۱۹۸۸ آغاز شد. آن‌ها شرکت GNC آمریکایی را تاسیس کردند. در مقاله ۱۹۹۲ آن‌ها، IGC با استفاده از رویکرد نظریه بازی تدوین شد [۲]. آن‌ها از رویکرد تئوری بازی استفاده کردند که در آن زمان به طور گسترده مورد مطالعه قرار گرفت، با استفاده از نظریه بازی موجب کاهش فاصله از دهی برخورد موشک به هدف شد. کلوتیر یکی از نویسندگان [۳]، یک تنظیم کننده غیر خطی را که از معادله ریکاتی وابسته به حالت (SDRE) در [۴] تجزیه و تحلیل کرد. این روش سپس در جهت توسعه قانون هدایت در [۵] و اتوپایلوت در [۶] به کار گرفته شد. با موفقیت کلوتیر با استفاده از SDRE، منون و همکاران، در [۷] و پالمبو در [۸]، ترمیم تکنیک SDRE را به سمت یک سیستم IGC انتخاب کردند. پلومبو رویکرد مشابهی دارد، اما IGC خود را بر اساس یک اتوپایلوت معکوس پویا همراه با یک سیستم هدایت مطلوب پایه‌گذاری می‌کند. این مطالعه

عملکردهای هدایت، ناوبری و کنترل برای همه اشکال وسایل نقلیه هوایی و فضایی از جمله موشک‌ها، حیاتی است. در عمل، این توابع به صورت سری برای مانور یک وسیله نقلیه با هم کار می‌کنند. در حال حاضر مرسوم است که هدایت کاملاً جدا از کنترل (اتوپایلوت) 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 می‌یابند، بلکه زاویه برخورد رهگیری موشک در هنگام برخورد را نیز کنترل می‌کنند. با این حال، همه این الگوریتم‌ها ریشه در مفهوم مثلث برخورد دارند، که تغییر خط دید 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 در حالی که اتوپایلوت دینامیک بدنه را تثبیت می‌کند و شتاب ارائه شده توسط هدایت را دنبال می‌کند. 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، بصورت یکپارچه درون هم در نظر گرفته می‌شوند. یکی از مزیت‌های هدایت و کنترل یکپارچه این است که 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. در رویکرد متداول، قانون هدایت هیچ اطلاعی از میزان چرخش یا شتاب وارد شده به



شامل یک آزمایش رفت و برگشت مونت کارلو با پویایی خطای اندازه‌گیری واقع‌بینانه بود. او نتیجه می‌گیرد که معادله دیفرانسیل ریکاتی وابسته به حالت IGC به طور میانگین فاصله بین ۲۳ تا ۳۱ درصد را از دست می‌دهد. در سال ۲۰۰۴، منون، سوئیدوک و وادی، تکنیک کنترل غیرخطی و زمان گسسته را در [۹] مقایسه کردند. این تکنیک‌ها روش خطی‌سازی بازخورد زمان گسسته، روش معادله ریکاتی وابسته به حالت گسسته و یک روش بازگشت به عقب زمان گسسته بود و در آن مدل‌سازی اهداف با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها انجام شد. در سال ۲۰۰۶، یک رویکرد نظری بازی توسط منون، وادی و اولمایر در [۱۰] 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 ۲۰۱۰، رویکرد برگشت مجدد توسط هوانگ و تهک در ارائه شد [۱۱]. در این تحقیق پایداری کنترل‌کننده 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 کنترل‌کننده 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 [۱۲] توسط هارل و بالاکریشنن استفاده از کنترل حالت لغزشی

مرتبه دوم ترمینال (TSM) ارائه شد. در سال ۲۰۱۹ وانگ و همکاران برای اینکه موشک به توانایی حمله همه جانبه دست یابد [۱۳]، یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با زاویه ضربه محدود ارائه کرد. برای بهبود توانایی آسیب رساندن به هدف، او و همکاران [۱۴]، یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه برای مقابله با مشکل رهگیری اهداف مانور ناشناخته طراحی کرد. برای مقابله با محدودیت‌های اشباع محرک در سیستم‌های واقعی، ما و همکاران [۱۵] یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه را با استفاده از کنترل سطح پویا، کنترل پس‌گام و شبکه عصبی تطبیقی بررسی کرد. و میشل و استشل کنترل مود لغزشی را برای مدل صفحه‌ای یکپارچه به طور کامل بررسی کردند [۱۶]. 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 اتوپیلوت حلقه داخلی ردیابی می‌شود که معمولاً بدون در نظر گرفتن اطلاعات موقعیت و سرعت بین موشک و هدف طراحی می‌شود [۱۷]، [۱۸]. 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. به منظور اجتناب از این کاستی‌ها، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه توسط محققان داخلی و بین‌المللی مورد بررسی قرار گرفته است [۱۹]، [۲۰]. در سال ۲۰۲۰ تیان 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 [۲۱]. در سال ۲۰۲۱ سینها 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 شده است، در حالی که از یک ناظر اغتشاش زمان محدود غیرخطی برای تخمین مانور هدف استفاده می‌شود [۲۲]. لی در سال ۲۰۲۲ مدل یکپارچه را برای موشک های آشیانه یاب مافوق صوت پیشنهاد داد. در این طرح با استفاده از کنترل کننده مودلغزشی 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 [۲۳]. در سال ۲۰۲۳ لی یانگ 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 جدید را با کمک برآوردهای به دست آمده توسط شبکه عصبی تطبیقی و ناظر اختلال پیشنهاد کردند. در این مقاله، قانون یادگیری وزن شبکه عصبی تطبیقی و ناظر اختلال با توجه به خطاهای ردیابی و تخمین به روز می‌شوند. تحت عملکرد قوانین شبکه عصبی تطبیقی پیشنهادی، یک ویژگی ردیابی خوب و اثرات هدایتی را می‌توان برای سیستم هدایت و کنترل موشک یکپارچه به دست آورد. در نهایت نتایج شبیه‌سازی دو سناریوی مختلف نشان دهنده درستی طرح‌ها می‌باشد. شایان ذکر است که فرآیند ردیابی موشک مسیر بهتری را نشان می‌دهد و با رویکرد کنترل شبکه عصبی تطبیقی پیشنهادی می‌توان به مسافت کوتاه تری دست یافت [۲۴]. شیانگیو و همکاران در سال ۲۰۲۴ به بررسی مشکل طراحی

قانون هدایت و کنترل یکپارچه (IGC) با زاویه ضربه و محدودیت‌های میدان دید عمومی (FOV) می‌پردازد. اولاً، مدل IGC برای رهگیری هدف متحرک غیر مانوردهنده توسط ماتریس‌های ضریب وابسته به حالت پارامترسازی می‌شود. قانون IGC اسمی برای رهگیری هدف با زاویه ضربه مورد نظر با حل معادله Riccati وابسته به حالت به دست می‌آید. ثانیاً، از آنجایی که درجات نسبی محدودیت‌های عمومی FOV با توجه به مدل IGC از یک فراتر می‌رود، توابع مانع کنترل مرتبه بالا ساخته می‌شوند. ارضای محدودیت‌های FOV معادل حصول اطمینان از این است که مجموعه‌های سطح فوق‌العاده تعریف شده توسط توابع مانع ثابت هستند، که به محدودیت‌های وابسته در ورودی کنترل تبدیل می‌شوند. قانون اسمی IGC به روشی کم‌تهاجمی با برنامه‌ریزی درجه دوم اصلاح می‌شود. سپس، روش پیشنهادی به مورد رهگیری هدف مانور با استفاده از یک چارچوب مختصات نسبی گسترش می‌یابد. در نهایت، شبیه‌سازی‌های عددی برای تایید اثربخشی روش پیشنهادی انجام می‌شود [۲۵].

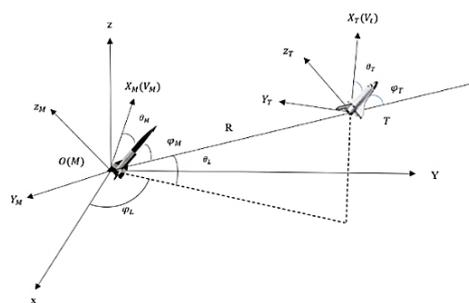
در این مقاله ابتدا به مدل‌سازی سه بعدی هدایت و کنترل یکپارچه موشک و هدف پرداخته می‌شود. در ادامه طراحی کنترل کننده‌ها انجام می‌شود. ابتدا به منظور نشان دادن برتری کنترل کننده پیشنهادی این مقاله، یک کنترل کننده خطی PID طراحی می‌شود. سپس کنترل کننده شبکه عصبی بهینه طراحی می‌شود. و در بخش آخر شبیه‌سازی‌ها و نتایج بیان می‌شود. با توجه به شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که استفاده از کنترل کننده پیشنهادی و به‌کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه می‌توان، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف و

زمان برخورد را نسبت به کنترل کننده PID کاهش داد. نوآوری این مقاله استفاده از کنترل کننده پیشنهادی در مدل هدایت و کنترل یکپارچه است.

۲- مدل سازی 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 می شود. 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 ۱ نشان داده شده است.

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



شکل ۱. سینماتیک درگیری [۲۰]

در شکل ۱ محورهای مختصات (o-xyz) نشان دهنده سیستم مختصات اینرسی است. مختصات (X_MY_MZ_M, X_TY_TZ_T) نشان دهنده 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 می باشد. معادلات سینماتیک نسبی موشک و هدف به صورت معادله (۱) الی (۳) نوشته می شود [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_{mθ}, a_{mφ}

نشان دهنده مولفه های شتاب موشک و نشان دهنده نشان دهنده مولفه های شتاب هدف است. همچنین θ زاویه مسیر پرواز است.

از آنجایی که شتاب موشک معمولاً توسط نیروی آیرودینامیکی دربخش هدایت پایانی تامین می شود، رابطه بین شتاب موشک و نیروی آیرودینامیکی باید بیشتر مورد توجه قرار گیرد. نیروی آیرودینامیکی روی موشک در سیستم مختصات سرعت بصورت معادله های (۴) الی (۷) محاسبه می شود.

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

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

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

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



بالتستیک 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

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

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

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

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.

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

در معادله (۱۷)، (J_x) ممان اینرسی کانال چرخش، (J_y) ممان اینرسی کانال انحراف، (J_z)

در معادلات (۴) الی (۷)، (a_{mz} ، a_{my}) شتاب موشک در امتداد مختصات سیستم سرعت هستند. نشان دهنده جرم موشک، (ρ) چگالی هوا، (Z ، Y) 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، ($\delta_y \delta_z$) زوایای انحراف بالک‌های موشک، و ($c_y^\beta c_y^\alpha c_y^{\delta_y}$) 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)، (۶) و (۷) معادلات زوایای خط دید به صورت معادلات (۸) و (۹) به دست می‌آید.

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

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

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

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

$$M_2 = \frac{\sin \theta \cos(\phi_L - \varphi_V)}{mR \cos \theta_L} \quad (11)$$

در معادلات (۸) الی (۱۱) پارامترهای (φ_V) زاویه بالتستیک، (γ_V) زاویه چرخش، ($d_{\phi L}$ ، $d_{\theta L}$) خطاهای تقریبی از θ_L و ϕ_L خواهند بود. معادلات سینماتیک زاویه مسیر پرواز و زاویه



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

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

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

$$f_3 = \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_z \omega_y + \frac{qSL(m_x^\alpha \alpha + m_x^\beta \beta)}{J_x} \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z + \frac{qSLm_x^\beta \beta}{J_y} \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_y \omega_x + \frac{qSLm_z^\alpha \alpha}{J_z} \end{bmatrix} \quad (25)$$

۳- طراحی کنترل کننده

برخورد موشک با هدف زمانی رخ می دهد 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 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 مساله از روش بازگشت به عقب استفاده می شود. و ورودی کنترلی (u) به وسیله کنترل کننده عصبی بهینه محاسبه خواهد شد. رویکرد بازگشت به عقب بیان می کند که در ابتدا یک سیگنال کنترلی مجازی به نام x_{2d} طراحی می شود. این سیگنال رفتار مطلوب متغیر حالت x_2 است و طراحی آن به این صورت می باشد که متغیر حالت x_0 به سمت صفر میل نماید. پس در واقع رفتار مطلوب x_2 را به گونه ای به دست آورده می شود که اولین هدف مساله کنترلی

ممان اینرسی کانال فراز است. همچنین (M_x, M_y, M_z) به صورت معادله (۱۸) تعریف می شود.

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

در معادله (۱۸)، (L) طول مرجع، (m_x^β, m_x^α) چرخش، ($m_y^\beta, m_y^{\delta_y}$) مشتقات جزئی ضریب گشتاور کانال انحراف، ($m_z^{\delta_z}, m_z^\alpha$) مشتقات جزئی ضریب گشتاور کانال فراز است. با ترکیب روابط (۸) و (۹) و (۱۴) الی (۱۸) می توان معادله سه بعدی هدایت و کنترل یکپارچه موشک را بصورت 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 بصورت زیر تعریف می شوند.

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

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

همچنین $d_i (i = 1, 2, 3)$ خطاهای تقریبی سیستم را نشان می دهد. در معادله (۱۹)، ماتریس های b_i و f_i بصورت روابط (۲۰) الی (۲۵) نشان داده شده است.

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

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





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 مساله کنترلی (صفر شدن فاصله بین موشک و هدف (R)) نیز برقرار خواهد شد. دو سیگنال کنترلی مجازی با روش بازگشت به عقب به دست 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 شده است. پارامتر S_1 مطابق معادله ۲۶ در نظر گرفته می‌شود.

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

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

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

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 &= x_1 \\ \dot{x}_1 &= f_1 + b_1 \bar{x}_2 \end{aligned} \quad (28)$$

با صفرقراردادن \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 $(cb_1)^{-1}(-K_1 \tanh(S_1))$ 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 بصورت 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.

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

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

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

$$x_{2d} = -(cb_1)^{-1}(x_1 + cf_1) \quad (34)$$

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 به دست خواهد آمد.

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

در معادلات ۲۶ الی ۳۶، ضرایب K_1 ، K_2 و c ، 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.

۳-۱- طراحی کنترل کننده PID

کنترل کننده PID به عنوان یک ساختار کنترلی استاندارد در نظریه کنترل کلاسیک معرفی می‌شود. عملکرد سامانه با تنظیم دقیق مقادیر بهره تناسبی (K_p) بهره انتگرالی (T_i) و بهره مشتقی (T_d) بهبود می‌یابد و با تنظیم پارامترهای فوق می‌توان خطای حالت دائم و نوسانات خروجی را در پاسخ به ورودی پله کنترل نمود. به منظور ارزیابی کنترل کننده پیشنهادی این مقاله ابتدا

یک کنترل کننده PID ساده طراحی می‌شود. با توجه به معادلات سیستم، خروجی سیستم موشک، سرعت‌های زاویه هستند. این سرعت‌ها باید به مقدار صفر برسند. در نتیجه خطای تعقیب به صورت معادله ۳۷ تعریف می‌شود.

$$e = 0 - [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T = -[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T \quad (37)$$

صورت کلی کنترل کننده PID به صورت معادله (۳۸) می‌باشد:

$$u = K_p e + T_i \int e dt + T_d \left(\frac{de}{dt} \right) \quad (38)$$

برای به دست آوردن رابطه بهره‌های T_i , K_p و T_d در رابطه ۳۸ از روش زیگلر نیکولز استفاده می‌شود. بدین منظور ابتدا بایستی سیستم خطی‌سازی شود. و در ادامه با تحلیل فرکانسی بهره‌های کنترل کننده PID از رابطه ۳۹ بدست می‌آید [۲۷].

$$K_p = 0.6 K_{cr}, T_d = 0.125 P_{cr} \quad (39)$$

مقادیر K_{cr} و P_{cr} از رابطه ۴۰ قابل محاسبه است.

$$K_{cr} = Gm \quad P_{cr} = \frac{2\pi}{w_{cg}} \quad (40)$$

در رابطه ۴۰ Gm حاشیه فاز و w_{cg} فرکانسی است که در آن حاشیه فاز اندازه گیری می‌شود و فاز سیستم ۱۸۰- خواهد بود.

۳-۲- طراحی کنترل کننده شبکه عصبی بهینه

در این قسمت، یک کنترل کننده شبکه عصبی از نوع RBFNN طراحی می‌شود [۲۸]. در حوزه مدل‌سازی ریاضی، RBF یک شبکه عصبی مصنوعی می‌باشد که از توابع پایه‌ای شعاعی به عنوان توابع فعالیت استفاده می‌کند. خروجی این شبکه یک ترکیب خطی از توابع پایه‌ای شعاعی برای پارامترهای ورودی و نوروں خواهد بود. این

شبکه‌ها در تابع تقریب، پیش‌بینی سری‌های زمانی، کلاس‌بندی و کنترل سیستم مورد استفاده قرار می‌گیرند. شبکه‌های RBF معمولاً به وسیله‌ی یک الگوریتم دو مرحله‌ای آموزش داده می‌شوند. در مرحله‌ی اول، بردارهای مرکز C_i برای توابع RBF در لایه‌ی مخفی انتخاب می‌شوند. مرحله‌ی دوم به سادگی با یک مدل خطی با ضرایب w_i برای خروجی‌های لایه‌ی مخفی با توجه به تابع هدف، متناسب می‌شود.

سیستم به فرم $\dot{x}_3 = f_3 + b_3 u + d_3$ را در نظر گرفته می‌شود. (آخرین معادله از دسته معادلات (۱۹)). خطای تعقیب با استفاده از متغیرهای حالت در رابطه ۴۱ در نظر گرفته می‌شود.

$$e = x_3 - x_{3d} \quad (41)$$

خروجی یک شبکه عصبی RBFNN به صورت ۴۲ بیان می‌شود.

$$F_{nn}(z) = \sum_{i=1}^N \hat{w}_i s_i(z) = \hat{W}_{nn} S_{nn}(z) \quad (42)$$

در رابطه ۴۲، z بردار ورودی، \hat{W}_{nn} بردار وزن‌های RBFNN و N تعداد گره‌های شبکه عصبی هستند. $S_{nn}(z)$ نیز رگرسیون است که هر عضو آن از یک تابع فعال‌ساز سیگموئید به صورت ۴۳ به دست می‌آید.

$$s_i(z) = \exp \left\{ - \frac{(z - \xi_i)^T (z - \xi_i)}{\eta_i} \right\}, i = 1, 2, \dots, N \quad (43)$$

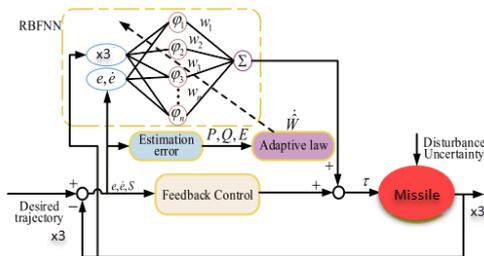
در ۴۳ ξ_i و η_i به ترتیب مرکز و عرض هر تابع سیگموئید هستند. همچنین ورودی کنترلی به صورت (۴۴) بیان می‌شود.

$$u = \hat{W} \bar{\Phi}_R + K S \quad (44)$$

در (۴۴)، \hat{W} وزن‌های شبکه عصبی، $\bar{\Phi}_R$ و K نیز یک ثابت است که از بهینه‌سازی به دست



شبکه عصبی مورد نظر از مرجع [۳۰]، شبیه‌سازی شده است، و پایداری این کنترل کننده نیز با استفاده از توابع لیپانوف 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.



شکل ۲. بلوک دیاگرام روش کنترلی شبکه عصبی [۲۹]

۳-۳- بهینه‌سازی ازدحام ذرات

الگوریتم ازدحام ذرات یک الگوریتم جستجوی جمعی است که از روی رفتار اجتماعی دسته‌های پرندگان مدل شده است.

جدول ۱. بهینه‌سازی ازدحام ذرات.

مشخصات	مقادیر
مرحله ۱	ایجاد مجموعه‌ای از موقعیت‌های اولیه ذرات X_0^1 و سرعت‌های اولیه آن‌ها V_0^1 به صورت تصادفی با توزیع یکنواخت داخل فضای مسئله
مرحله ۲	محاسبه مقدر تابع هدف $J(X_k^1)$ به ازای موقعیت هر یک از ذرات
مرحله ۱-۲	چک کردن قیود مسئله و اعمال جریمه (تغییر مقدار تابع هدف) به ذراتی که از قیود تخطی کرده‌اند
مرحله ۳	به‌روزرسانی موقعیت بهترین تجربه شخصی هر ذره p_{best}^1 و بهترین تجربه جمعی گروه p_{gbest}^1 تا این لحظه
مرحله ۴	به‌روزرسانی موقعیت هر ذره بر اساس موقعیت قبلی و سرعت فعلی ذره
مرحله ۵	اعمال جریمه و تصحیح سرعت و موقعیت ذراتی که از مرزهای مسئله خارج شده‌اند (قرار دادن ذره روی مرز و قرینه کردن بردار سرعت)
مرحله ۶	تکرار مراحل ۲ تا ۴ تا زمانی که شرایط توقف الگوریتم برقرار نیست

می‌آید. ورودی‌های به کار رفته در رگرسیون به صورت $z = [e, x_3]^T$ در نظر گرفته می‌شوند. متغیر خطای S طبق (۴۵) تعریف می‌شود:

$$S = \lambda e \quad (45)$$

در رابطه ۴۵، λ نیز یک ثابت است که در بهینه‌سازی محاسبه می‌شود. قانون به روزرسانی وزن‌های شبکه عصبی RBFNN در (۴۶) آورده شده است:

$$\dot{W} = \Gamma(S\bar{\Phi}_R - \alpha E - \beta Y) \quad (46)$$

در رابطه ۴۶، Γ ، α و β ماتریس‌های مثبت هستند که برای آموزش شبکه به کار می‌روند. همچنین E یک ماتریس کمکی است که از (۴۷) به دست می‌آید.

$$E = \hat{W}P - Q \quad (47)$$

ماتریس‌های کمکی P و Q از معادلات

دیفرانسیل (۴۸) قابل محاسبه می‌باشند.

$$\begin{aligned} \dot{P} &= -lP + \kappa \Phi_f \Phi_f^T, & P(0) &= 0 \\ \dot{Q} &= -lQ + \kappa \tau_f \tau_f^T, & Q(0) &= 0 \end{aligned} \quad (48)$$

در (۴۸)، l و κ ثابت‌هایی هستند که از بهینه‌سازی به دست می‌آیند. Φ_f یک رگرسیون است که به روشی مشابه با $\bar{\Phi}_R$ به دست می‌آید. τ_f هم متغیر فیلترشده ورودی کنترلی است که از (۴۹) محاسبه می‌شود.

$$\dot{\tau}_f = \frac{1}{k}(u - \tau_f), \quad \tau_f(0) = 0 \quad (49)$$

در (۴۹)، k یک ثابت است که از بهینه‌سازی به دست خواهد آمد. در نهایت، متغیر Y در (۴۶)، طبق رابطه (۵۰) محاسبه می‌شود.

با استفاده از معادلات ۴۴ الی ۵۰، ورودی کنترلی u به دست خواهد آمد که اهداف کنترلی این شبیه‌سازی را تضمین می‌کند. بلوک دیاگرام این روش کنترلی در شکل ۲ نشان داده شده است.

$$Y = \kappa \hat{W} \Phi_f \Phi_f^T + \kappa \tau_f \Phi_f^T \quad (50)$$



۳-۴ - بهینه‌سازی ازدحام ذرات

نحوه عملکرد الگوریتم ژنتیک روش کار الگوریتم ژنتیک به‌طور فریبنده‌ای ساده، قابل درک و به‌طور قابل ملاحظه‌ای روشی است که ما معتقدیم حیوانات آنگونه تکامل یافته‌اند. هر فرمولی که از طرح داده شده بالا تبعیت کند فردی از جمعیت فرمول‌های ممکن تلقی می‌شود.

جدول ۲. بهینه‌سازی ژنتیک.

شماره مرحله	عملیات
مرحله ۱	شروع
مرحله ۲	انتخاب جمعیت اولیه
مرحله ۳	تکرار
مرحله ۳	به‌روزرسانی موقعیت بهترین تجربه شخصی هر ذره p_{g}^i و بهترین تجربه جمعی گروه p_{g}^g تا این لحظه
مرحله ۴	محاسبه تابع هدف برای بخش معینی از جمعیت
مرحله ۵	انتخاب بهترین جفت برای تولید مثل
مرحله ۶	انجام عملیات crossover
مرحله ۷	انجام عملیات جهش
مرحله ۸	تکرار تا رسیدن به شرط توقف
مرحله ۹	پایان

۳-۵ - تابع هزینه

یک تابع هزینه به صورت ۵۱ در نظر گرفته شده است:

$$J(x) = \sum \left\{ (\theta_L - \theta_{Lf})^2 + (\phi_L - \phi_{Lf})^2 + \omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2 \right\} + (t_{final} - 10)^2 \quad (51)$$

ملاحظه می‌شود که تابع هزینه از دو قسمت تشکیل شده است. قسمت اول توان دوم جمع اختلاف بین زوایای واقعی و مطلوب در تمام زمان‌ها به همراه توان دوم سرعت‌های زاویه‌ای در تمام زمان‌ها است. با این کار هم زوایای واقعی به

مقادیر مطلوب خود همگرا می‌شود و هم سرعت‌های زاویه‌های مقادیر کمی را خواهند داشت که باعث می‌شود تا موشک سریع‌تر در مسیر اصلی خود قرار گیرد. قسمت دوم تابع هزینه نیز کمک می‌نماید تا در زمان حدود ۱۰ ثانیه برخورد موشک و جسم هدف صورت گیرد. این زمان با توجه به مراجع انتخاب شده است. متغیرهای ورودی بهینه‌سازی نیز سه متغیر ثابت به همراه تمام ثابت‌های مربوط به این دو روش کنترلی می‌باشد.

۴ - شبیه‌سازی‌ها و نتایج

پس از تکمیل طراحی کنترل‌کننده‌های استفاده شده، در این‌بخش به بررسی عملکرد کنترل‌کننده‌های طراحی شده پرداخته می‌شود. پارامترهای پلنت و شرایط اولیه در تمام این شبیه‌سازی‌ها یکسان و مطابق جدول ۳ و ۴ است.

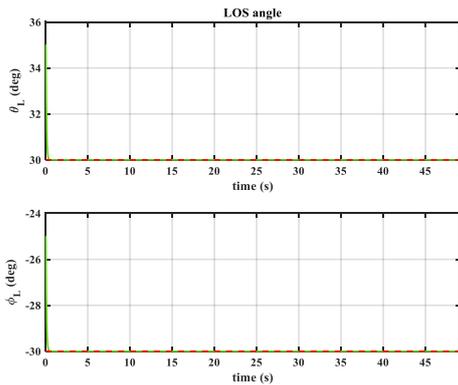
جدول ۳. پارامترهای موشک [۲۷]

مقدار	متغیر	مقدار	متغیر	مقدار	مقدار
57.16	c_y^α	-28.16	m_z^α	0.42 m^2	S
0.08	c_y^β	-27.92	m_z^δ	0.68 m	L
5.74	c_y^δ	-27.31	m_y^β	1200 kg	m
-56.31	c_z^α	-26.57	m_y^δ	1.1558 kg/m^3	ρ
-5.62	c_z^β	0.46	m_x^α	100 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	J_x
0.09	c_z^δ	-0.37	m_x^β	5700 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	J_y
		2.12	m_x^δ	5600 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	J_z

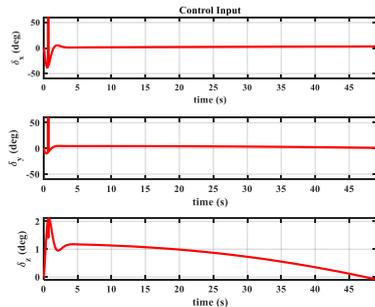


جدول ۴. پارامترهای اولیه درگیری موشک و هدف [۲۷]

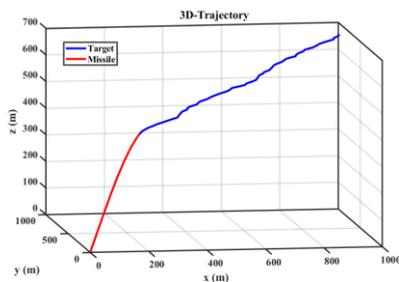
مقدار	متغیر	مقدار	متغیر
600 m/s	V_m	45 (deg)	$\theta(0)$
600 m/s	V_t	0 rad	$\Phi_c(0)$
1136 m	$x_t(0)$	0.1 rad/s	ω_x
8603 m	$y_t(0)$	0.1 rad/s	ω_y
5192.8 m	$z_t(0)$	0.2 rad/s	ω_z
30 (deg)	θ_{Lf}	0 m	$x_m(0)$
-30 (deg)	ϕ_{Lf}	0 m	$y_m(0)$
$19.6 \cdot \cos(t)$	a_T	0 m	$z_m(0)$



شکل ۴. تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده PID در شکل ۴ زوایای ارتفاع و سمت در شروع پرواز به مقدارهدف خود می‌رسند. که با توجه به مانورهای هدف، رسیدن به زوایای مطلوب در ابتدای پرواز مطلوب نیست.



شکل ۵. ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده PID



شکل ۶. مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده PID ورودی کنترلی در نمودار شکل ۵ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۶ به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع ۳۰۰ متری به هدف برخورد کند. در کل می‌توان گفت عملکرد کنترل کننده PID متوسط ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده زیاد است، و زمان زیاد پرواز باعث شده است اصابت با هدف در ارتفاع کمی اتفاق افتد و

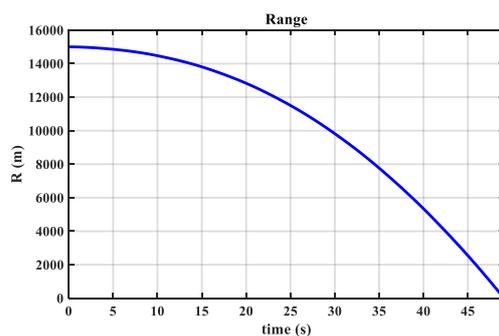
۴-۱- شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده PID

در این قسمت عملکرد کنترل کننده PID که پارامترهای آن‌ها توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول ۵ تنظیم شده‌اند، بررسی می‌شوند.

جدول ۵. پارامترهای کنترل کننده PID

نوع بهره	مقدار بهره
بهره تناسبی (K_p)	0.732
بهره انتگرالی (K_i)	0.417
بهره مشتقی (K_d)	1.669

نتایج شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده PID در شکل ۳ الی ۶ نشان داده شده است.



شکل ۳. فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده PID

نمودار شکل ۳ نشان می‌دهد که در زمانی حدود ۴۸ ثانیه، فاصله نسبی موشک و هدف به صفر می‌رسد. که زمان زیادی برای موشک‌های پدافندی زمین به هوا می‌باشد.

مناسب برای پدافندهای هوایی نباشد. همچنین به علت آفلاین بودن کنترل کننده PID زوایا در شروع پرواز موشک به مقادیر مرجع خود می‌رسند و در طی پرواز همگرا نمی‌شوند.

۴-۲- شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده عصبی بهینه

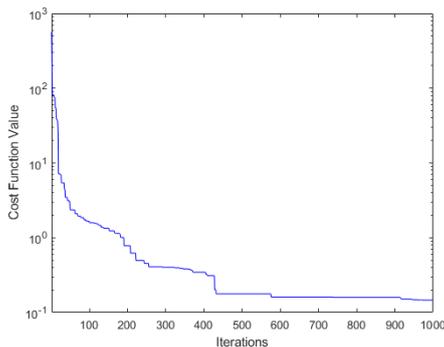
پس از اجرای شبیه‌سازی، مقادیر ثابت موجود در جدول ۶ برای متغیرهای بهینه‌سازی شده به دست آمدند.

جدول ۶. متغیرهای بهینه‌سازی شده با کنترل کننده

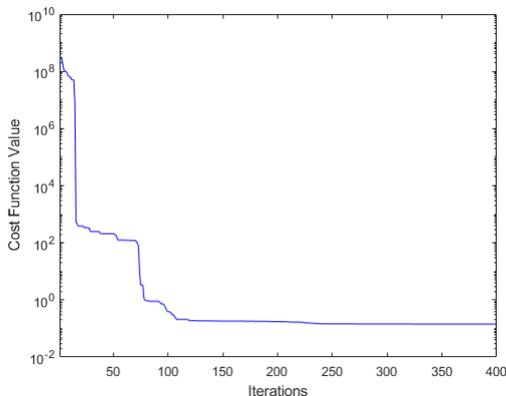
شبکه عصبی

ازدحام ذرات	الگوریتم ژنتیک	متغیر	
5. 4255	0. 2447	α	δ_x
6. 8966	9. 6638	β	
1. 0758	0. 1411	Γ	
0. 0051	0. 0617	K	
2. 6044	0. 0253	l	
3. 2815	5. 5077	κ	
5. 7071	9. 8777	k	δ_y
3. 1849	0. 2758	λ	
2. 6125	1. 6926	α	
5. 2879	10. 0000	β	
8. 8888	10. 0000	Γ	
0. 0117	0. 1745	K	
5. 6901	0	l	δ_z
5. 0141	9. 9972	κ	
4. 0459	0. 2384	k	
6. 2340	0. 4172	λ	
0. 2327	10. 0000	α	
5. 4097	0. 9512	β	
8. 8135	0. 1622	Γ	کنترل کننده مجازی
3. 8660	0. 5649	K	
4. 8901	7. 7704	l	
4. 4943	1. 1834	κ	
1. 4055	6. 5446	k	
0. 0138	0. 0988	λ	
0. 0386	0. 0551	c	K_1
9. 9997	9. 8043	K_2	
0. 0002	0. 0002	K_2	

به علت راندمان محاسباتی الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات (ارزیابی کمتر تابع) برخی از اعداد جدول ۶ اختلاف بسیاری با هم دارند. عددی در تغییرات مقادیر تابع هزینه در شکل‌های ۷ و ۸ مشاهده می‌شود. ملاحظه می‌گردد که بهینه‌سازی با روش ازدحام ذرات بسیار سریع‌تر از الگوریتم ژنتیک همگرا شده است. مقادیر نهایی تابع هزینه برای هر دو روش، تقریباً یکسان می‌باشد (به دلیل بهتر مشاهده شدن، مقیاس محور عمودی لگاریتمی در نظر گرفته شده است). زمان رسیدن تا انتهای شبیه‌سازی، برای الگوریتم ژنتیک ۳۲۱۱ ثانیه و برای ازدحام ذرات، ۱۲۲۷ ثانیه می‌باشد. این زمان‌ها ممکن است در رایانه‌های مختلف، متفاوت به دست آید.

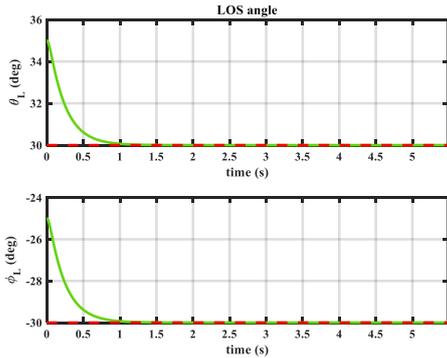


شکل ۷. تغییرات مقادیر تابع هزینه در الگوریتم ژنتیک



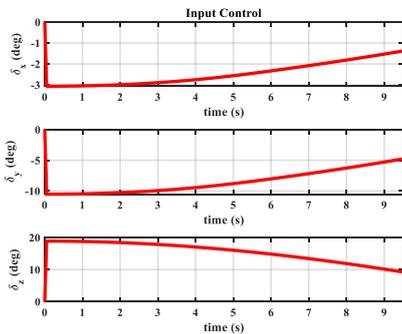
شکل ۸. تغییرات مقادیر تابع هزینه در الگوریتم ازدحام ذرات



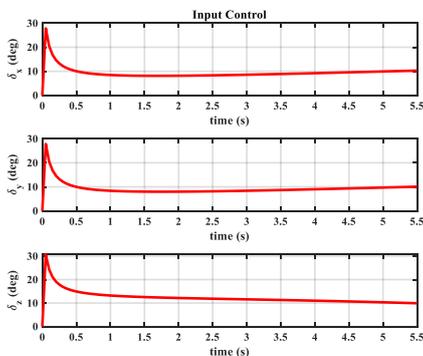


شکل ۱۲. تغییرات زوایای فراز و سمت - کنترل کننده عصبی بهینه مبتنی بر الگوریتم ازدحام ذرات

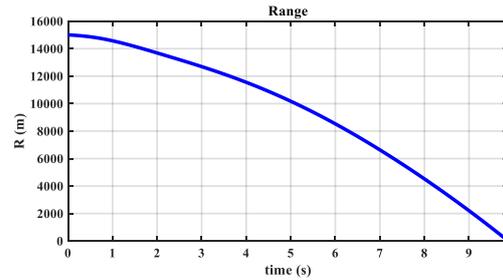
تغییرات زوایای θ_L و ϕ_L در شکل ۱۱ و ۱۲ نمایش داده شده است. ملاحظه می‌گردد که در هر دو روش، همگرایی بسیار خوب صورت گرفته است و در الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک، زمان رسیدن به مقادیر مرجع بیشتر از ۹ ثانیه و در روش ازدحام ذرات بیشتر از ۵ ثانیه می‌باشد.



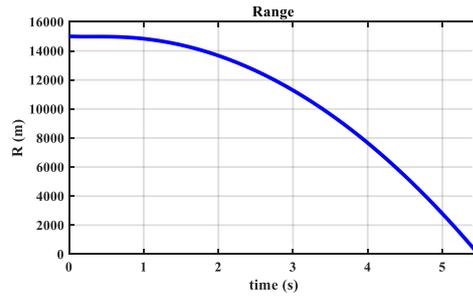
شکل ۱۳. ورودی کنترلی موشک - کنترل کننده عصبی بهینه مبتنی بر الگوریتم ژنتیک



شکل ۱۴. ورودی کنترلی موشک - کنترل کننده عصبی بهینه مبتنی بر الگوریتم ازدحام ذرات

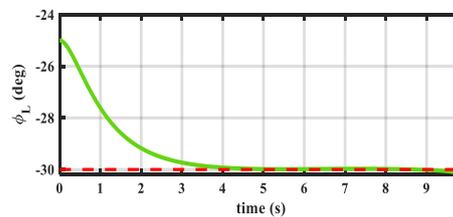
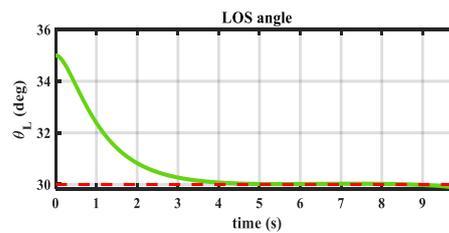


شکل ۹. فاصله نسبی موشک و هدف - کنترل کننده عصبی بهینه مبتنی بر الگوریتم ژنتیک



شکل ۱۰. فاصله نسبی موشک و هدف - کنترل کننده عصبی بهینه مبتنی بر الگوریتم ازدحام ذرات

تغییرات فاصله نسبی بین موشک و هدف در شکل ۹ و ۱۰ نشان داده شده است. ملاحظه می‌گردد که در الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک، زمان رسیدن موشک به هدف بیشتر از ۹ ثانیه و در روش ازدحام ذرات بیشتر از ۵ ثانیه می‌باشد.



شکل ۱۱. تغییرات زوایای فراز و سمت - کنترل کننده عصبی بهینه مبتنی بر الگوریتم ژنتیک



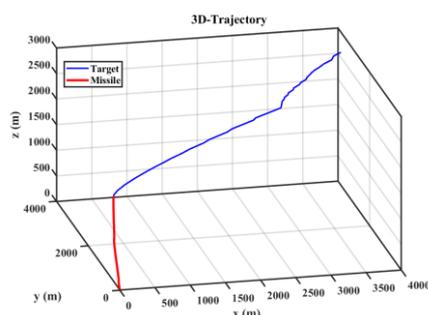
جدول ۷. مقایسه کنترل کننده‌ها

نوع کنترل کننده	PID	NN-GA	NN-PSO
زمان پرواز (ثانیه)	48	9.55	5.59
ارتفاع برخورد (متر)	312	1057	1569

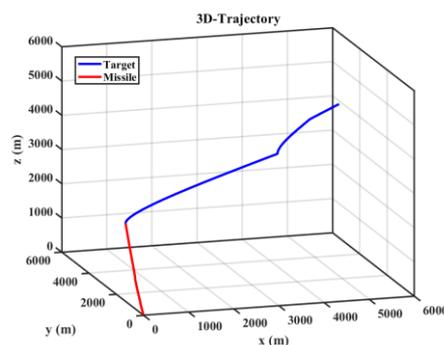
۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله، هدایت و کنترل یک موشک تعقیب کننده زمین به هوا با استفاده از کنترل شبکه عصبی بهینه برای مدل هدایت و کنترل یکپارچه سه بعدی یک موشک زمین به هوا به منظور کمینه کردن زمان پرواز موشک تا هدف پیشنهاد شده است. در ابتدا معادلات هدایت و کنترل یکپارچه موشک و هدف به طور کامل استخراج شد و سپس به طراحی کنترل کننده‌ها پرداخته شد. ابتدا به منظور ارزیابی کنترل کننده‌های پیشنهادی، یک کنترل کننده PID طراحی شد. نتایج حاصل از این کنترل کننده به علت زمان زیاد پرواز و قانون کنترلی نامناسب، مطلوب ارزیابی نشد. در ادامه طراحی کنترل کننده شبکه عصبی بهینه با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی ژنتیک و ازدحام ذرات انجام شد. در الگوریتم ازدحام ذرات با به روزرسانی موقعیت هر ذره بر اساس موقعیت قبلی و سرعت فعلی اعمال جریمه و تصحیح سرعت و موقعیت ذراتی که از مرزهای مسئله خارج شده‌اند و در الگوریتم ژنتیک با انتخاب جمعیت اولیه و محاسبه تابع هدف برای بخش معینی از جمعیت و انتخاب بهترین جفت برای تولید مثل، بهینه‌سازی انجام می‌شود. باتوجه به شبیه‌سازی‌های انجام شده می‌توان گفت زمان برخورد موشک و هدف برای هر دو کنترل کننده عصبی بهینه زیر ۱۰ ثانیه است که زمان خوبی برای موشک‌های پدافندهای

ورودی کنترلی در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ نشان داده شده است که دارای تغییرات مناسبی است، و موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل‌های ۱۵ و ۱۶ در ابتدای حرکت مانورهایی انجام دهد و در ادامه بر روی هدف قفل کرده و به سمت آن حرکت می‌کند و در ارتفاع و برد مناسبی به هدف برخورد می‌کند. در کل می‌توان گفت عملکرد کنترل کننده عصبی بهینه خوب ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز کم و ارتفاع و برد در این کنترل کننده خوب است و مناسب برای پدافندهای هوایی است. همچنین در الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات زمان پرواز کمتر خواهد بود و قانون کنترلی مناسب تری به نسبت الگوریتم ژنتیک به موشک وارد می‌شود.



شکل ۱۵. مسیر حرکت موشک و هدف - کنترل کننده عصبی بهینه مبتنی بر الگوریتم ژنتیک



شکل ۱۶. مسیر حرکت موشک و هدف - کنترل کننده عصبی بهینه مبتنی بر الگوریتم ازدحام ذرات

در انتها عملکرد کنترل کننده‌های پیشنهادی این مقاله به همراه کنترل کننده PID در جدول ۷ مقایسه شده است.



- warheads," Journal of Guidance, control, and Dynamics, vol. 27, pp. 118-126, 2004.
- [9] 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, 2006, p. 6787.
- [10] T.-W. Hwang and M.-J. Tahk, "Integrated backstepping design of missile guidance and control with robust disturbance observer," in 2006 SICE-ICASE International Joint Conference, 2006, pp. 4911-4915.
- [11] N. Harl, S. Balakrishnan, and C. Phillips, "Sliding mode integrated missile guidance and control," in AIAA guidance, navigation, and control conference, 2010, p. 7741.
- [12] N. Harl and S. Balakrishnan, "Reentry terminal guidance through sliding mode control," Journal of guidance, control, and dynamics, vol. 33, pp. 186-199, 2010.
- [13] 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, pp. 1211-1220, 2020.
- [14] 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, pp. 2653-2661, 2017.
- [15] 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, pp. 206-211, 2013.
- [16] M. Cross, Missile Interceptor Integrated Guidance and Control: Single-Loop Higher-Order Sliding Mode Approach: The University of Alabama in Huntsville, 2020.
- [17] K. W. Lee and S. N. Singh, "Longitudinal nonlinear adaptive autopilot design for missiles with control constraint," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 232, pp. 1655-1670, 2018.
- [18] 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, pp. 648-661, 2020.
- [19] H. Mingzhe and D. Guangren, "Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets,"

هوایی است، قانون کنترلی نیز کاملاً در محدوده مناسبی اعمال شده است. این قانون کنترلی باعث مانور موشک و قفل شدن روی هدف، بصورت مستقیم به سمت هدف حرکت کند. در مجموع عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی بهینه مطلوب ارزیابی شد. و باعث کاهش ۳۸ الی ۴۲ ثانیه‌ای زمان پرواز موشک به سمت هدف شد. در مقایسه دو الگوریتم بهینه‌سازی، الگوریتم ازدحام ذرات عملکرد بهتری نسبت به الگوریتم ژنتیک دارد.

۶- مآخذ

- [1] 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.
- [2] 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, 1998, p. 5519.
- [3] 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 Proceedings of the international conference on nonlinear problems in aviation and aerospace, 1996, pp. 117-131.
- [4] J. R. Cloutier, "Adaptive matched augmented proportional navigation," ed: Google Patents, 2001.
- [5] C. P. Mracek and J. R. Cloutier, "Missile longitudinal autopilot design using the state-dependent Riccati equation method," in Proceedings of the International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace, 1996, pp. 387-396.
- [6] P. Menon and E. J. Ohlmeyer, "Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems," Control Engineering Practice, vol. 9, pp. 1095-1106, 2001.
- [7] N. F. Palumbo and T. D. Jackson, "Integrated missile guidance and control: A state dependent Riccati differential equation approach," in Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications (Cat. No. 99CH36328), 1999, pp. 243-248.
- [8] P. Menon, G. Sweriduk, E. J. Ohlmeyer, and D. Malyevac, "Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic



Chinese Journal of aeronautics, vol. 21, pp. 162-168, 2008.

- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] 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.
- [24] 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, pp. 65-86, 2023.
- [25] 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, p. 108809, 2024.
- [26] 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.
- [27] K. Ogata, "Modern control engineering," 2020.
- [28] F. Luan, J. Na, Y. Huang, and G. Gao, "Adaptive neural network control for robotic manipulators with guaranteed finite-time convergence," *Neurocomputing*, vol. 337, pp. 153-164, 2019.

۱۳۷

سال ۱۴ - شماره ۱

پهار و تابستان ۱۴۰۴

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



استفاده از شبکه عصبی بهبود یافته به منظور هدایت و کنترل یک موشک رهگیر به سمت اهداف مانور دار