

# هدایت و کنترل مدل دوبعدی یک موشک پدافند هوایی با استفاده از کنترل تطبیقی یادگیری عمیق و فازی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۲/۱۳

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۷/۰۷

محمد مهدی سوری<sup>۱</sup>، سیدحسین ساداتی<sup>۲</sup>

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

۲- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران. sadati@kntu.ac.ir

## چکیده

روش طراحی معمول هدایت و کنترل، به دلیل در نظر نگرفتن تداخل زیرسیستم‌های هدایت و کنترل و نیز به دلیل تأخیر ناشی از اختلاف فرکانس کاری زیرسیستم‌ها، سبب ناپایداری یا فاصله عدم برخورد غیرقابل قبول می‌شود. از این رو بهتر است حتی‌الامکان حالت‌های مختلف برای زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به‌طور هم‌زمان در روند طراحی در نظر گرفته شوند تا دقت و عملکرد کلی سیستم در فاز نهایی افزایش یابد. این امر موجب بهبود کارایی و صرفه‌جویی در زمان و هزینه می‌گردد. در روش طراحی یکپارچه سیستم هدایت و کنترل، تمام قیود زیرسیستم‌ها در حین طراحی در نظر گرفته می‌شوند و در نتیجه عملکرد سیستم بهبود خواهد یافت. این مقاله به تشریح روند طراحی و شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده تطبیقی یادگیری عمیق و فازی می‌پردازد، که به منظور هدایت موشک در یک سناریوی دو بعدی جهت کمینه‌سازی زمان برخورد و فاصله عدم برخورد به هدف ایجاد شده است. در طراحی کنترل‌کننده، ابتدا یک کنترل‌کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق بصورت آفلاین طراحی شده و بصورت جدول بهره در کنترل‌کننده تطبیقی استفاده می‌شود. در ادامه، با اضافه کردن کنترل فازی، توانمندی این کنترل‌کننده افزایش می‌یابد. عملکرد هر دو کنترل‌کننده در حضور اغتشاش مورد ارزیابی قرار می‌گیرد و با توجه به شبیه‌سازی‌ها نشان داده شد که استفاده از این کنترل‌کننده‌های پیشنهادی و به‌کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه، فاصله عدم برخورد نهایی موشک به هدف و زمان برخورد در مقایسه با کنترل‌کننده PID کاهش یافته است.

واژه‌های کلیدی: موشک، هدایت و کنترل یکپارچه، کنترل یادگیری عمیق، کنترل تطبیقی

۹۷

سال ۱۳ - شماره ۱

پهار و تابستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



دانشگاه صنعتی خواجه نصیر

هدایت و کنترل مدل دوبعدی یک موشک پدافند هوایی با استفاده از کنترل تطبیقی یادگیری عمیق و فازی

## Guidance and control of a two-dimensional model of an air defense missile using deep learning and fuzzy adaptive control

Mohammad Mahdi Soori<sup>1</sup>, Seyed Hossein Sadati<sup>2</sup>

1 PhD student, Mechanical Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Tehran

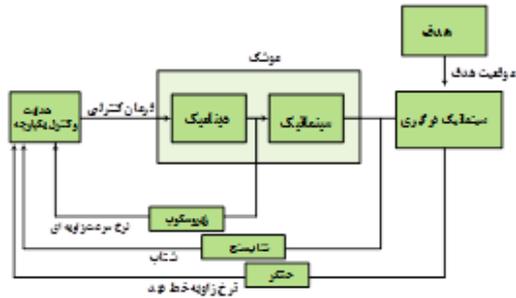
2 Associate Professor, Mechanical Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Tehran.

### Abstract

Conventional method of designing missile guidance and control, due to not taking into account the interference of the guidance and control subsystems and also due to the delay caused by the difference in working frequency of the subsystems, normally leads to instability or unacceptable miss distance. It is advisable to consider the states of the guidance and control subsystems simultaneously in the design process to increase the accuracy and overall performance of the system in the final phase. This can improve efficiency, and it saves time and effort. In the integrated design method of the guidance and control system, limitations of the subsystems are considered in whole during the design, and as a result, the performance of the system will be improved. This article describes the process of designing and simulating the performance of a deep and fuzzy adaptive controller, proposed to guide the missile in a two-dimensional problem of minimizing the collision time and the distance to the target. In the design of the controller, the deep learning neural network controller is first designed offline and used as a gain table in the adaptive controller. Next, this controller is improved by adding fuzzy control. The performance of both controllers is evaluated in the presence of disturbance. Based on simulation results, it is shown that the use of these proposed controllers and the application of the integrated guidance and control model leads to improved miss distance as well as collision time compared to similar results obtained using a PID controller.

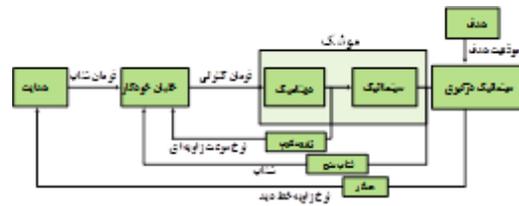
**Keywords:** missile, integrated guidance and control, deep learning control, adaptive control

## ۱. مقدمه



شکل ۲: بلوک دیاگرام هدایت و کنترل یکپارچه (IGC)

عملکردهای هدایت، ناوبری و کنترل<sup>۱</sup> 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 مانند شکل ۱ که هدایت کاملاً جدا از کنترل (اتوپیلوت) و بالعکس توسعه یابد. تقریباً همه کتابهای درسی و مقاله‌های فنی در مورد این موضوع به آن پرداخته‌اند [۱].



شکل ۱: نمودار بلوکی اتوپیلوت سه حلقه

مزیت IGCها 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 کنترل پرواز ایجاد می‌کنند، در حالی 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 به طور مستقیم انجام شود. توابع هزینه شامل پارامترهای کلیدی عملکرد مانند سرعت نسبی نزدیک شدن موشک و هدف، زاویه خط دید، زاویه برخورد، و پارامترهای بسیاری که به آسانی در دسترس اتوپیلوت نیستند، اکنون به طور 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 اتوپیلوت فراتر رود. علاوه بر این، اتوپیلوت 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 اتوپیلوت تا حد ممکن متکی هستند. ثابت زمانی اتوپیلوت، فاصله از دست‌دهی<sup>۵</sup> تا

برخی از الگوریتم‌های هدایت پیشرفته‌تر نه تنها به رهگیری دست می‌یابند، بلکه زاویه برخورد<sup>۲</sup> رهگیری موشک در هنگام برخورد را نیز کنترل می‌کنند. با این حال، همه این الگوریتم‌ها ریشه در مفهوم مثلث برخورد<sup>۳</sup> دارند، که تغییر خط دید<sup>۴</sup> بین رهگیر و هدف را به حداقل می‌رساند. در ساختار چند حلقه، هدایت با استفاده از سینماتیک درگیری، ایجاد می‌شود در حالی که اتوپیلوت دینامیک بدنه را تثبیت می‌کند و شتاب ارائه شده توسط هدایت را دنبال می‌کند.

### ۱-۱ هدایت و کنترل یکپارچه

بر خلاف ساختار اتوپیلوت 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 می‌شود. بلوک دیاگرام IGC در شکل ۲ نشان داده شده است.

هدف را در سیستم‌های G&C معمول طراحی می‌کند. [۲]

تحقیقات در زمینه هدایت و کنترل یکپارچه با لین<sup>۶</sup> و یوئه<sup>۷</sup> در سال ۱۹۸۸ آغاز شد. آنها شرکت GNC آمریکایی را تاسیس کردند. در مقاله ۱۹۹۲ آنها، IGC با استفاده از رویکرد نظری بازی<sup>۸</sup> تدوین شد [۳]. آنها از رویکرد تئوری بازی استفاده کردند که در آن زمان به طور گسترده مورد مطالعه قرار گرفت. کلوتیر<sup>۹</sup>، یکی از نویسندگان [۴]، یک تنظیم کننده غیر خطی را که از معادله ریکاتی وابسته به حالت (SDRE)<sup>۱۰</sup>، در [۵] تجزیه و تحلیل کرد. این روش سپس در جهت توسعه قانون هدایت در [۶] و اتوپیلوت در [۷] به کار گرفته شد. با موفقیت کلوتیر با استفاده از SDRE، منون<sup>۱۱</sup> و همکاران. در [۸] و پالمبو<sup>۱۲</sup> در [۹]، ترمیم تکنیک SDRE را به سمت یک سیستم IGC انتخاب کردند. در [۹]، پلومبو رویکرد مشابهی دارد، اما IGC خود را بر اساس یک اتوپیلوت معکوس پویا همراه با یک سیستم هدایت مطلوب پایه گذاری می‌کند. این مطالعه شامل یک آزمایش رفت و برگشت مونت کارلو<sup>۱۳</sup> با پویایی خطای اندازه گیری واقع بینانه 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<sup>۱۴</sup> و وادی<sup>۱۵</sup>، 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 در سال ۲۰۰۶، یک رویکرد نظری بازی توسط منون، وادی و اولمایر<sup>۱۶</sup> 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 بازی دیفرانسیل محدود شده توسط

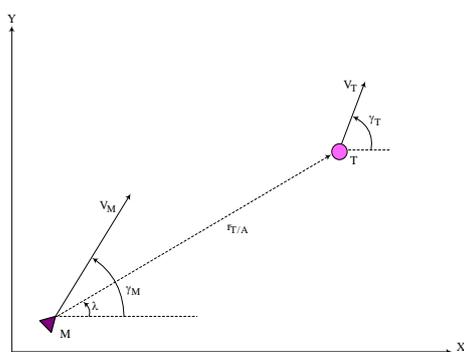
بدترین اختلالات ارائه شد. این مطالعه امکان سنجی این مفهوم را ثابت کرد، اما با یک سیستم پایه دیگر مقایسه نشد. همچنین در سال ۲۰۰۶، رویکرد برگشت مجدد<sup>۱۷</sup> توسط هوانگ<sup>۱۸</sup> و تهک<sup>۱۹</sup> در [۱۲] ارائه شد. به طور خلاصه، IGC از طریق روش‌های مختلفی از جمله رویکرد نظریه بازی، معادله ریکاتی وابسته به حالت و بازگشت به عقب بررسی شده است. رویکرد بعدی نسبت به IGC با استفاده از SMC در [۱۳] توسط هارل<sup>۲۰</sup> و بالاکریشن<sup>۲۱</sup> با استفاده از کنترل حالت لغزشی مرتبه دوم ترمینال<sup>۲۲</sup> (TSM) ارائه شد.

در سال ۲۰۱۹ وانگ<sup>۲۳</sup> 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 محدودیت‌های اشباع محرک در سیستم‌های واقعی، ما<sup>۲۴</sup> و همکاران [۱۶] یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه را با استفاده از کنترل سطح پویا، کنترل پس‌گام<sup>۲۵</sup> و شبکه عصبی تطبیقی بررسی کرد. و میشل و استشل کنترل مود لغزشی را برای مدل صفحه‌ای یکپارچه به طور 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 اتوپیلوت 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



میانه مسیر موفقیت آمیز است. دو: سرعت موشک و هدف در مسیر برخورد نزدیک به هم است. سه: در لحظه برخورد سرعت نسبی موشک-هدف صفر خواهند شد. هندسه این سناریو درگیری در شکل ۳ نشان داده شده است.

هدف از این مقاله طراحی کنترل کننده مناسب به منظور رهگیری دقیق هدف خواهد بود. از این رو ابتدا 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، استراتژی رهگیری و هدایت است می پردازیم.



شکل ۳- سینماتیک درگیری [۲۱]

هندسه درگیری در شکل ۳ در نظر گرفته میشود که در آن بردار خط دید، موقعیت هدف را نسبت به موشک مشخص می کند. اگر از سیستم مختصات ثابت اندازه گیری استفاده شود، رابطه نسبی بین بردارهای موقعیت موشک  $r_M$  و هدف  $r_T$  بصورت معادله ۱ نوشته می شود [۲۱].

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

با مشتق گیری از معادله ۱ نسبت به زمان، رابطه نسبی سرعت ها و شتاب ها نیز بدست می آیند. همچنین علاوه بر مختصات اصلی که بیان شده، برای ردیابی بهتر یک سیستم مختصات چرخشی  $r, n, \omega$  برای این سینماتیک مورد نیاز است. این سیستم مختصات روی موشک ثابت است و فرض بر این است که محور اصلی آن

روش طراحی جداسازی شود. به منظور اجتناب از این کاستی ها، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه توسط محققان داخلی و بین المللی مورد بررسی قرار گرفته است [۲۰].

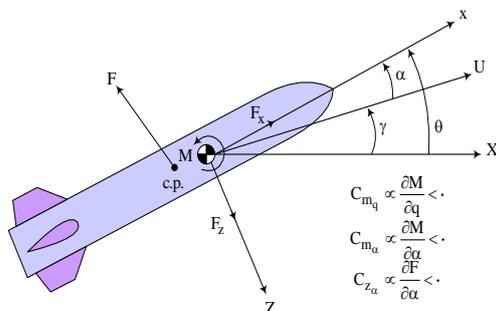
در طی ۲۵ سالی که محققان به هدایت و کنترل یکپارچه موشک پرداخته اند، طراحی سناریوهای هدایت و کنترلی متفاوتی، مانند رویکرد نظریه بازی، معادله ریکاتی وابسته به حالت، بازگشت به عقب را مورد بررسی قرار داده اند. در سال های اخیر نیز، طراحی کنترل کننده مودلغزشی و شبکه عصبی مورد توجه گرفته است که از جمله می توان به هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه و شبکه عصبی تطبیقی اشاره کرد.

در این مقاله طراحی کنترل کننده تطبیقی برای مدل هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد شده است. ابتدا به منظور نشان دادن برتری کنترل کننده پیشنهادی این مقاله، یک کنترل کننده PID طراحی می شود. سپس کنترل کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق طراحی بصورت آفلاین طراحی شده و بصورت جدول بهره در کنترل کننده تطبیقی استفاده می شود. در ادامه با اضافه کردن کنترل فازی، قدرت این کنترل کننده افزایش می یابد. با توجه به شبیه سازی ها می توان نشان داد که استفاده از این کنترل کننده های پیشنهادی و به کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه می توان، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف و زمان برخورد را نسبت به کنترل کننده PID کاهش داد.

## 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

معادله ۵ به شکل  $x = A(x) + Bu + \rho$  است که بردار حالت،  $u$  بردار کنترل و  $\rho$  اغتشاش است. اگرچه این معادله به طور دقیق سینماتیک درگیری را توصیف می‌کند، اما دینامیک موشک را مستقیماً لحاظ نمی‌کند و یک بردار کنترل غیرعملی ایجاد می‌کند. همان‌طور که در سینماتیک درگیری نشان داده شد، یک موشک برای رهگیری یک هدف در حال مانور باید شتاب  $a_{Mn}$  داشته باشد. برای موشکی که درون اتمسفر زمین قرار دارد، چرخش مناسب بدنه، مهم‌ترین عمل، برای ایجاد شتاب به موشک است. موشک با استفاده از این چرخش‌ها می‌تواند هدف را به خوبی تعقیب کند، و مانورهای هدف را خنثی کند. بنابراین، دینامیک موشک چرخشی باید به طور دقیق مدل شود. در شکل ۴ دینامیک سیستم نمایش داده شده است که در آن  $x, Z$  سیستم مختصات متصل به بدنه،  $U$  محور اولیه متصل به بدنه،  $X$  محور اولیه متصل به همان چارچوب مرجع اینرسی است که در سینماتیک درگیری استفاده می‌شود. زاویه حمله  $\alpha$ ، زاویه مسیر پرواز  $\gamma$ ، و زاویه اوج  $\theta$ ، جهت‌گیری این سیستم‌های مختصات را نسبت به یکدیگر دنبال می‌کنند. در این سناریو، زاویه حمله  $\alpha$  منجر به نیروی آیرودینامیکی  $F$  روی بدنه در مرکز فشار موشک می‌شود. سپس این نیرو به صورت مجموعه‌ای از نیروها  $F_x, F_z$  و یک گشتاور  $M$  در مرکز جرم نمایش داده می‌شود.



شکل ۴- دینامیک موشک [۲۲]

همیشه در امتداد خط دید قرار دارد. بنابراین این سیستم نسبت به مرجع اینرسی ثابت  $Z, Y, X$  می‌چرخد. در نتیجه معادلات سرعت و شتاب نسبی بصورت معادلات ۲ و ۳ می‌شوند [۲۱].

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

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

در معادلات ۲ و ۳ فوق  $r$  فاصله نسبی موشک و هدف و  $\Omega_M = \dot{r}$  نرخ تغییرات زاویه خط دید موشک هدف است. همچنین  $\Omega_\omega$  به صورت معادله ۴ نوشته می‌شود [۲۱].

$$\Omega_\omega = \frac{v_n}{r} - \frac{v_n \dot{r}}{r^2} \quad (4)$$

با ترکیب معادلات ۲ الی ۴ و در نظر گرفتن متغیرهای حالت مناسب، معادلات فضای حالت سینماتیک درگیری به صورت معادله ۵ ارائه می‌شوند [۲۱].

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

معادلات دینامیک موشک را در فضای حالت به صورت معادله ۶ می توان در نظر گرفت [۲۲].

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

در معادله ۶،  $C_{z\alpha}$  و  $C_{m\alpha}$  و  $C_{mq}$  مشتقات پایداری  $C_{z\delta}$  و  $C_{m\delta}$  مشتقات کنترل اند. واسطه بین سینماتیک و دینامیک، شتاب جانبی موشک در معادله ۷ است [۲۲]. همچنین مدل درگیری یکپارچه با ترکیب سینماتیک درگیری و دینامیک موشک در معادله ۸ بیان می شود [۲۲].

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

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

$$(8) \quad \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{\bar{q}Sl}{m} C_{z\delta} \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\delta} \\ 0 \end{pmatrix} \delta + \begin{pmatrix} 0 \\ a_{Tr} \\ 0 \\ a_{Tn} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

معادله ۸ را می توان به فرم معادله ۹ بیان کرد که  $d$  اغشتاش وارد به سیستم است [۲۲].

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

$$y = v_n$$

### ۳- طراحی کنترل کننده

برخورد موشک- هدف زمانی رخ می دهد که  $r$  فاصله موشک تا هدف به کمتر از مقدار  $r_{hit}$  کاهش یابد، ( $|r| < r_{hit}$ ) شرط لازم و کارآمد برای برخورد با هدف در نظر گرفته می شود. این شرط در عمل کاملاً منطقی به نظر می رسد. با توجه به این که  $r$  در معادلات حالت در مخرج ظاهر شده است پس شرط صفر شدن آن مقدار مطلوبی برای شبیه سازی نمی باشد چرا که در این حالت سیستم ناپایدار خواهد شد. رابطه موجود برای تغییر نرخ  $r$  به صورت معادله ۱۰ می باشد [۲۱] [۲۲].

$$(10) \quad \dot{r}(t) = v_r(t)$$

با تعریف سرعت  $v_c(t) = v_r(t)$  به عنوان سرعت نزدیک شونده، اگر این سرعت در لحظه اول بزرگتر از صفر باشد و مقدار مثبت خود را حفظ کند این بدان معنا است که برخورد رخ خواهد داد. رابطه نرخ تغییرات به صورت معادله ۱۱ قابل بیان است.

$$(11) \quad \dot{v}_c = a_M \cos(\lambda - \theta) M - a_T \cdot \hat{r} - \frac{v_n^2}{r}$$

با ساده سازی معادله ۱۱، معادله ۱۲ بدست می آید.

$$(12) \quad \dot{v}_c = -\frac{v_n^2}{r}$$

با توجه به اینکه سرعت نزدیک شونده باید مثبت باشد، بنابراین عبارت  $v_n$  باید صفر گردد تا از منفی شدن  $v_c$  جلوگیری شود. بنابراین راه دستیابی به رهگیری در مدل یکپارچه فضای



حالت این است که  $\delta$  بگونه‌ای محاسبه گردد که شرط رابطه ۱۳ برقرار باشد [۲۱] [۲۲].

$$\delta: v_n \rightarrow 0 \quad (13)$$

بنابراین هدف کنترلی را در این مسئله می‌توان صفر کردن مولفه عمودی بردار سرعت نسبی تعریف نمود.

### 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 ( $K_i$ ) و بهره مشتقی ( $K_d$ ) 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 معادله ۹، خروجی سیستم موشک، سرعت عمودی  $v_n$  است. این سرعت باید به مقدار صفر برسد. در نتیجه خطای تعقیب بصورت معادله ۱۴ تعریف می‌شود.

$$e = 0 - v_n = -v_n \quad (14)$$

صورت کلی کنترل کننده PID به صورت معادله (۱۵) می‌باشد.

$$u = K_p e + K_i \int e dt + K_d \left( \frac{de}{dt} \right) \quad (15)$$

در رابطه ۱۵،  $K_p$ ،  $K_i$  و  $K_d$  بهره‌های ورودی PID می‌باشند. بهره‌های کنترل کننده PID با استفاده از روش زیگلر نیکولز محاسبه می‌شوند.

### ۳-۲ 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<sup>۲۶</sup> (کنترل کننده) وظیفه ایجاد عمل<sup>۲۷</sup> (تولید دستور کنترلی) و تعامل با محیط<sup>۲۸</sup> (پلنت) را داشته و شبکه عصبی نقاد<sup>۲۹</sup> (شناساگر) با توجه تابع پاداش<sup>۳۰</sup> (شاخص عملکرد بهینه‌سازی) سیاست<sup>۳۱</sup> رفتار عامل را به گونه‌ای تغییر می‌دهد (آموزش شبکه‌ها) که تابع پاداش در پایان بیشینه گردد. با توجه 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 (عناصر ماتریس‌های وزن شبکه) در این کنترل کننده‌ها بسیار زیاد بوده و ثانیاً توابع فعال ساز آنها از نوع Relu<sup>۳۲</sup> هستند که رفتاری شبه خطی دارند و ایجاد نگاشت غیرخطی ورودی-خروجی توسط آنها صرفاً با داشتن داده‌ها عظیم امکان پذیر است. در آموزش کنترل کننده‌های مبتنی بر یادگیری تقویتی این حجم عظیم داده از تکرار متعدد سناریوی کنترلی در محیط شبیه‌سازی ایجاد می‌گردد. برای طراحی کنترل کننده عصبی یادگیری عمیق معادله سیستم به صورت  $\dot{x} = Ax + bu$  را در نظر می‌گیریم. ورودی کنترلی  $u$  را مطابق معادله ۱۶ بیان می‌شود.

$$[25]$$

$$u = -\frac{1}{2} R^{-1} G^T(\xi) \nabla \phi(\xi)^T \hat{W} \quad (16)$$

در معادله ۱۶،  $R$  ماتریس وزنی مثبت است که مقدار آن توسط بهینه‌سازی تعیین خواهد شد.  $\hat{W}$  وزن‌های مرتبط با شبکه هستند.  $\phi$  بردار رگرسیون و  $\nabla \phi$  گرادیان آن است.  $\xi = [e^T, x_d^T]^T$  متغیر حالت تعمیم یافته نام دارد که در آن



از رابطه ۱۷ به دست می‌آید: هم‌چنین  $e = x - x_d$  خطای تعقیب می‌باشد.

$$G = \begin{bmatrix} b \\ 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

بردار رگرسور به صورت رابطه ۱۸ در نظر گرفته می‌شود:

$$\phi = [e^2, e \cdot x_d, x_d^2]^T \quad (18)$$

در نتیجه گرادیان آن به صورت ۱۹ خواهد بود:

$$\nabla \phi = \begin{bmatrix} 2e & 0 \\ x_d & e \\ 0 & 2x_d \end{bmatrix} \quad (19)$$

هم‌چنین وزن‌ها از طریق معادله ۲۰ برورسانی می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{W} &= -\frac{\alpha_1 \kappa}{(\kappa^T \kappa + 1)^2} \left\{ \int_{t-\Delta t}^t [Q_1 \right. \\ &\quad \left. - \gamma \hat{W}^T \phi + \frac{1}{4} \hat{W}^T \nabla \phi \Gamma \nabla \phi^T \hat{W} \right] dt \\ &\quad \left. + \Delta \phi \hat{W} \right\} - \frac{1}{2} \beta(\xi, u) \alpha_2 \nabla \phi \Gamma \xi \end{aligned} \quad (20)$$

در معادله ۲۰،  $\alpha_1, \alpha_2, \gamma$  و  $\Gamma$  ثابت‌هایی هستند که از بهینه‌سازی به دست می‌آیند.  $Q_1$  از ۲۱ به دست خواهد آمد.

$$\begin{aligned} Q_1 &= \xi^T Q_{11} \xi \\ Q_{11} &= \begin{bmatrix} Q & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (21)$$

در رابطه ۲۱،  $Q$  یک ماتریس وزنی است که توسط بهینه‌سازی تعیین می‌گردد. هم‌چنین داریم:

$$\beta(\xi, u) = \begin{cases} 0, & \text{if } \left( \frac{\xi(t)^T \xi(t) - \xi(t-\Delta t)^T \xi(t-\Delta t)}{\xi(t)^T \xi(t)} \right) \leq 0 \\ 1, & \text{else} \end{cases} \quad (22)$$

$$\kappa = \Delta \phi(\xi(t)) \quad (23)$$

طراحی کنترل‌کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق بصورت آنلاین، علی‌رغم موفقیت در مقاله [۲۴] نیازمند حجم محاسبات سنگین بر روی

رایانه موشک‌ها است. برای رفع مشکلات مربوط به حجم محاسباتی می‌توان قسمت بیشتر کنترل‌کننده را به صورت آفلاین طراحی کرد و از آن به صورت جدول بهره در رایانه موشک استفاده نمود. سپس از یک کنترل‌کننده تطبیقی برای دفع اثرات اغتشاشات و عدم قطعیت‌هایی که به صورت آنلاین به سیستم اعمال می‌شوند، بهره برد. خروجی‌های مربوط به کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق در یک فایل داده با پسوند mat قرار داده شدند. در شبیه‌سازی مربوط به این کنترل‌کننده، طبق شرایط شبیه‌سازی در حال اجرا، ورودی کنترلی روش میان‌یابی از فایل مورد نظر محاسبه می‌گردد. برای به چالش کشیدن قدرت کنترل‌کننده در این روش، یک اغتشاش خارجی به سیستم وارد می‌شود. برای مقابله با اثر این اغتشاش خارجی، یک تخمین‌گر اغتشاش آنلاین در کنار کنترل‌کننده قرار داده شده است تا اغتشاش را شناسایی کرده و اثر آن را از بین ببرد. در ابتدا نیاز به یک تخمین‌گر حالت داریم. معادله این تخمین‌گر در معادله ۲۴ نوشته شده است.

$$\dot{\hat{x}} = \hat{f} + bu + \hat{d} + K(x - \hat{x}) \quad (24)$$

در معادله ۲۴،  $\hat{x}$  تخمین متغیر حالت،  $\hat{d}$  تخمین اغتشاش خارجی،  $\hat{f}$  تخمین متغیر  $f$  در معادله دینامیکی سیستم (۹) و  $K$  نیز یک ضریب مثبت است. معادله دیفرانسیلی تخمین‌گر اغتشاش بصورت معادله ۲۵ بیان می‌شود.

$$\dot{\hat{d}} = z + L\hat{x} \quad (25)$$

$$\dot{z} = -L\hat{f} - Lbu - Lz - L^T L\hat{x}$$

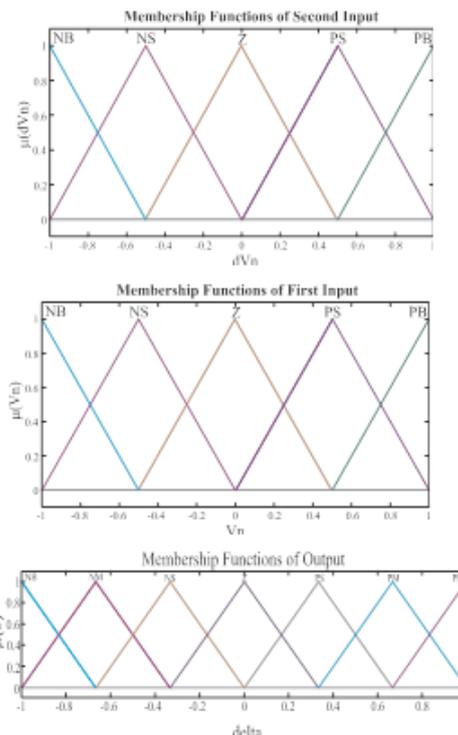
در معادله ۲۳،  $L$  یک ضریب مثبت می‌باشد. با استفاده از این دو معادله می‌توان اغتشاش خارجی را تخمین زد و اثر آن را از بین برد.



### ۳-۳ طراحی کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی

برای بهبود عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی، یک سیستم فازی طراحی می گردد و خروجی آن به ورودی کنترلی افزوده می شود.

برای طراحی کنترل کننده فازی در این بخش ابتدا یک کنترل کننده فازی برای محاسبه دستور کنترلی ( $\delta$ ) بر اساس مقادیر خروجی ( $v_n$ ) و مشتق زمانی آن ( $\dot{v}_n$ ) طراحی گردید. در طراحی کنترل کننده فازی از سیستم استنتاج فازی نوع ممدانی با تعریف پنج تابع عضویت مثلثی در هر یک از ورودی ها و هفت تابع مثلثی در خروجی استفاده شده است. شکل ۵ نحوه تعریف این توابع عضویت را نشان می دهد.



شکل ۵- توابع عضویت ورودی و خروجی کنترل کننده فازی پیش از بهینه سازی پارامترهای کنترلی

قوانین فازی استفاده شده در این مسئله در جدول ۱ درج شده است.

جدول ۱- قوانین فازی برای کنترل موشک رهگیر

	$\dot{v}_n$					
	NB	N	ZR	P	PB	
$v_n$	NB	NB	NM	NS	NS	ZR
	N	NM	NS	NS	ZR	PS
	ZR	NS	NS	ZR	PS	PS
	P	NS	ZR	PS	PS	PM
	PB	ZR	PS	PS	PM	PB

### ۴- شبیه سازی ها و نتایج

پس از تکمیل طراحی کنترل کننده های استفاده شده، در این بخش به بررسی عملکرد کنترل کننده های طراحی شده پرداخته می شود. پارامترهای پلنت و شرایط اولیه در تمام این شبیه سازی ها یکسان و مطابق جدول ۲ تا ۶ است. ضمناً برای حصول اطمینان از این که ورودی کنترلی از حد مجاز تعیین شده در صورت مسئله تجاوز نمی نماید، یک تابع اشباع در ورودی پلنت قرار داده شده است تا در صورتی که کنترل کننده مقدار ورودی کنترلی را خارج از بازه مجاز عملگر تعیین نمود، کران بالا یا پایین تابع اشباع به عنوان ورودی کنترلی به پلنت اعمال شود.

جدول ۲. پارامترهای موشک [۲۲]

پارامتر	اندازه	واحد
$I_{yy}$	1000	$kg\ m^2$
$m$	100	kg

جدول ۳. ضرایب آیرودینامیکی [۲۲]

پارامتر	اندازه	واحد
$S$	0.7854	$m^2$
$C_{N\alpha}$	0.11	-
$C_{M\alpha}$	-0.01	-
$C_{M\delta}$	-0.015	-
$C_{Mq}$	-0.001	-

جدول ۴. پارامترهای دینامیکی فرمان کنترلی [۲۲]

پارامتر	اندازه	واحد
$\delta_{max}$	$\pm 40$	deg



جدول ۵. شرایط اولیه موشک [۲۲]

پارامتر	اندازه	واحد
$\alpha(0)$	0	deg
$\lambda(0)$	20	deg
$r(0)$	4	km
$v(0)$	500	$\frac{m}{s}$
$\gamma_M(0)$	10	deg

جدول ۶. پارامترهای هدف [۲۲]

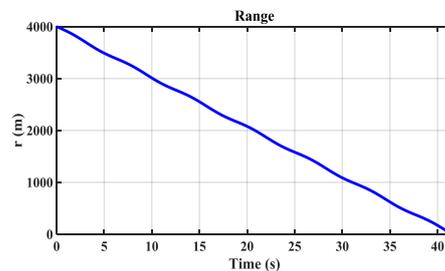
پارامتر	اندازه	واحد
$V_T$	100	$\frac{m}{s}$
$a_T$	$19.6 * \cos(t)$	$\frac{m}{s^2}$

#### ۴-۱ شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده PID

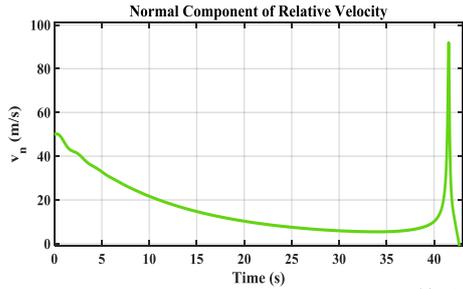
در این قسمت عملکرد کنترل کننده PID که پارامترهای آن‌ها توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول ۷ تنظیم شده‌اند، بررسی می‌شوند. جدول ۷. پارامترهای کنترل کننده PID

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

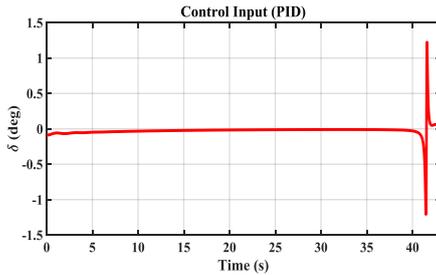
نتایج شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده PID در شکل ۶ الی ۹ نشان داده شده است.



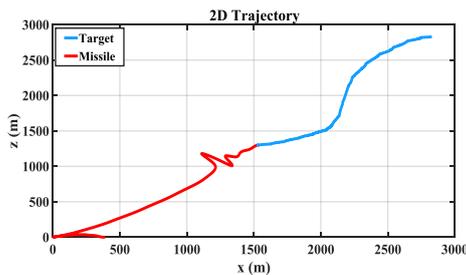
شکل ۶- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده PID



شکل ۷- سرعت نسبی موشک و هدف- کنترل کننده PID



شکل ۸- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده PID



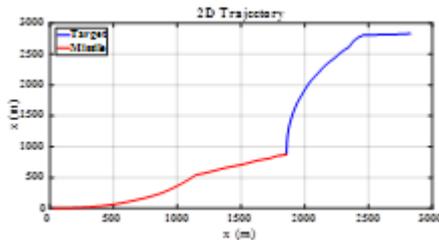
شکل ۹- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده PID

نمودارهای شکل‌های ۶ و ۷ نشان می‌دهد که در زمانی حدود ۴۵ ثانیه، سرعت نسبی موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی بیشتر از ۴۰ ثانیه به صفر می‌رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۸ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۹ در ابتدای حرکت مانوری انجام ندهد و در انتهای حرکت به سمت هدف مانورهای شدیدی را برای برخورد به هدف انجام دهد. در کل می‌توان گفت عملکرد کنترل کننده PID متوسط ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده زیاد است و مناسب برای پدافندهای هوایی نیست.



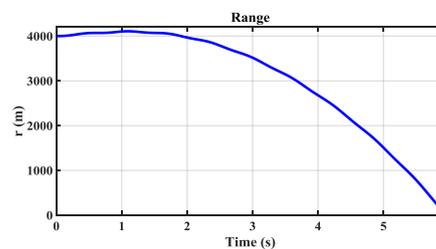
## ۴-۲ شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی

در این قسمت عملکرد کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی بررسی می‌شود. ابتدا کنترل‌کننده طراحی می‌شود و خروجی‌های مربوط به کنترلر شبکه عصبی عمیق در یک فایل داده با پسوند mat قرار داده می‌شوند. در شبیه‌سازی این کنترل‌کننده، طبق شرایط شبیه‌سازی در حال اجرا، ورودی کنترلی روش میان‌یابی از فایل مورد نظر که حدود ۶۰۰۰ هزار داده ورودی است، محاسبه می‌گردد.

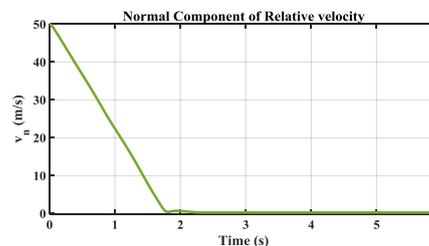


شکل ۱۳ - مسیر حرکت موشک و هدف - کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی

نمودارهای شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نشان می‌دهد که در زمانی حدود ۳ ثانیه، سرعت نسبی موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی حدود ۶ ثانیه به صفر می‌رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۱۲ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۳ در ابتدای حرکت مانوری منحنی‌گون انجام می‌دهد و در اواسط حرکت بصورت مستقیم به سمت هدف حرکت کرده تا برخورد به هدف انجام دهد. در کل می‌توان گفت عملکرد کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی خوب ارزیابی می‌شود، زمان پرواز و فاصله نهایی برخورد موشک با هدف مناسب است.



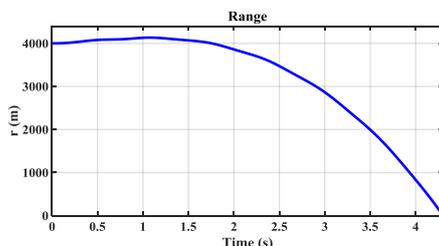
شکل ۱۰ - فاصله نسبی موشک و هدف - کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی



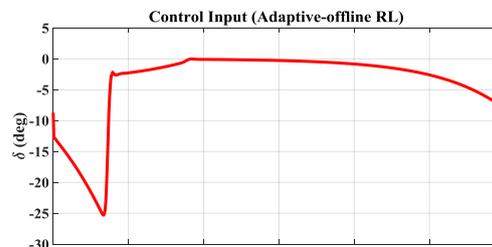
شکل ۱۱ - سرعت نسبی موشک و هدف - کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی

## ۴-۳ شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی

برای بهبود عملکرد کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی، یک کنترل‌کننده فازی طراحی می‌شود و شبیه‌سازی‌های آن انجام می‌شود.

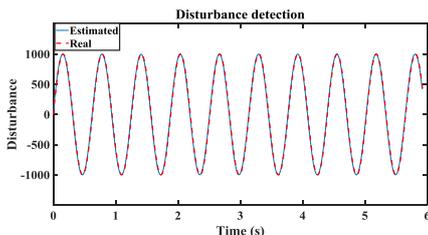


شکل ۱۴ - فاصله نسبی موشک و هدف - کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی



شکل ۱۲ - ورودی کنترلی موشک - کنترل‌کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی

می‌شود. اگر این اغتشاش شناسایی نشود و اثر آن از بین نرود سیستم واگرا خواهد شد. شناسایی اغتشاش در دو کنترلر تطبیقی و تطبیقی فازی در شکل ۱۸ نشان داده شده است ملاحظه می‌گردد که اغتشاش به خوبی از همان ابتدا شناسایی شده است.



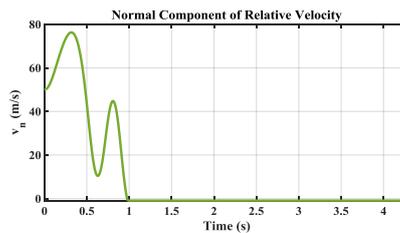
شکل ۱۸ - شناسایی اغتشاش در کنترل کننده تطبیقی

در انتها مقایسه کنترل کننده‌های طراحی شده در این مقاله بصورت کمی در جدول ۸ نمایش داده شده است. جدول ۸، مقایسه کمی نتایج کنترل کننده‌ها

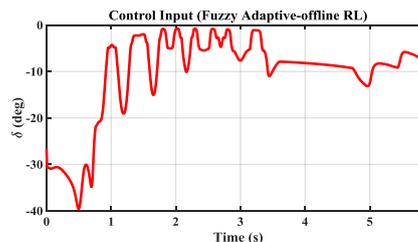
کنترل کننده تطبیقی فازی	کنترل کننده تطبیقی	کنترل کننده PID	
4.31	5.93	41.66	زمان برخورد موشک با هدف (ثانیه)
0.9	1.8	41.66	زمان صفر شدن سرعت نسبی قائم (ثانیه)
1915	1820	1553	برد موشک تا رسیدن به هدف (متر)
0.843	0.385	0.022	$\int  u(t)  dt$

## ۵- نتیجه گیری

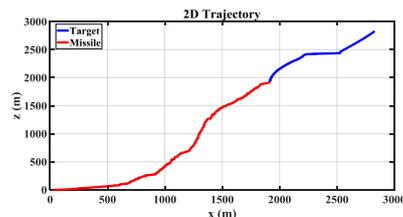
در این مقاله، هدایت و کنترل یک موشک پدافند هوایی با استفاده از کنترل تطبیقی یادگیری عمیق و فازی برای مدل یکپارچه



شکل ۱۵- سرعت نسبی موشک و هدف- کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی



شکل ۱۶- ورودی کنترلی موشک -کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی



شکل ۱۷ - مسیر حرکت موشک و هدف -کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی

نمودارهای شکل‌های ۱۴ و ۱۵ نشان می‌دهد که در زمانی حدود ۱ ثانیه، سرعت نسبی موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی حدود ۵.۴ ثانیه به صفر می‌رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۱۶ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۷ مانورهای مناسبی به سمت هدف انجام دهد. در کل می‌توان گفت عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی عمیق آفلاین تطبیقی فازی را نسبت به حالت غیرفازی بهتر ارزیابی می‌شود، زیرا زمان پرواز و فاصله نهایی برخورد موشک با هدف مناسب‌تر است.

برای به چالش کشیدن قدرت کنترلر در این روش، یک اغتشاش خارجی به سیستم وارد

موشک هدف مدل دوبعدی پیشنهاد شده است. در ابتدا معادلات هدایت و کنترل یکپارچه موشک و هدف به طور کامل استخراج شد و سپس به طراحی کنترلرها 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 یادگیری عمیق تطبیقی انجام شد و نتایج حاصل از این کنترل کننده بصورت آنلاین در یک جدول بهره 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 زمان برخورد موشک و هدف حدود ۶ ثانیه و صفرشدن سرعت نسبی موشک و هدف حدود ۲ ثانیه است که زمان خوبی برای موشک‌های پدافندهای هوایی است، قانون کنترلی نیز کاملاً در محدوده مناسبی اعمال شده است. این قانون کنترلی باعث مانور موشک تا اواسط مسیر شده و با توجه به ردیابی انجام شده و قفل شدن روی هدف، بصورت مستقیم به سمت هدف حرکت کنند در مجموع عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق تطبیقی مطلوب ارزیابی شد.

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، می‌توان گفت زمان برخورد موشک و هدف حدود ۵.۴ ثانیه و زمان صفرشدن سرعت نسبی موشک و هدف حدود ۱ ثانیه است. قانون کنترلی نیز کاملاً در محدوده مناسبی اعمال شده است. و باعث

مانور و ردیابی هدف شده است. زمان برخورد موشک و هدف و زمان رسیدن به سرعت نسبی در کنترل کننده که قسمت فازی به آن اضافه شده است کمتر شد. مسیر حرکت موشک و هدف نیز نشان دهنده برخورد موشک و هدف در ارتفاع مناسب تری در مقایسه به حالتی که کنترل فازی اعمال نشده است، نسبت به پدافند بوده است. چنین ارتفاع مناسبی برای پدافندها بسیار مهم است که قبل از اینکه هدف متخاصم بتواند نزدیک پدافند و مواضع شود و مانورهای غیرقابل پیش‌بینی انجام دهد، در فاصله و ارتفاع مناسبی که خطا کمترین مقدار باشد، مورد اصابت قرار گیرد.

در پژوهش‌های آتی، استفاده از مدل هدایت و کنترل یکپارچه در سه بعد با در نظر گرفتن ۶ درجه آزادی که بسیار به واقعیت نزدیک‌تر است، پیشنهاد می‌شود.

#### ۶- مآخذ

- [1] P. Zarchan, Tactical and strategic missile guidance. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012
- [2] Neil F Palumbo, Ross A Blauwkamp, and of Justin M Lloyd. Basic principles homing guidance. Johns Hopkins APL Technical Digest (Applied Physics Laboratory), vol. 29, no. 1 , pp. 25-41, 2010.
- [3] Ching-Fang Lin, John Bibel, Ernest J Ohlmeyer, and Steve Malyevac. Optimal design of integrated missile guidance and control. In Al A A and SAE, 1998 World page 5519, 1998. Conference,
- [4] James R Cloutier, Christopher N D'Souza, and Curtis P Mracek. Nonlinear regulation and nonlinear H infinity control via the state-dependent. Riccati equation technique: Part 1, theory. In Proceedings on of the First International Conference Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace, pages 117-130. Embry-Riddle Aeronautical Univ. Press Daytona Beach, FL, 1996.
- [5] James R Cloutier. Adaptive matched augmented proportional navigation, U. S. Patent Application No. 08,pp. 753,754,2001.



- integrated guidance and control design for constraints, IFAC input a missile with Proceedings Volumes, vol. 46, no. 20, pp. 206-211, 2013.
- [17] Michael A Cross. Missile interceptor control: single integrated guidance and loop higher order sliding mode approach-, PhD thesis, The University of Alabama in Huntsville, 2020
- [18] K. W. Lee and S. N. Singh, Longitudinal nonlinear adaptive autopilot design for control constraint, Proc. of with missiles the Institution of Mechanical Engineers, Engineering, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 232, no. 9, pp. 1655-1670, 2018.
- [19] M. Ma, K. Zhao and S. Song, Adaptive sliding mode guidance law with prescribed intercepting maneuvering performance for target, International Journal of Innovative Control, vol. Computing, Information and 16, no. 2, pp. 631-648, 2020
- [20] M. Hou and G. Duan, Integrated guidance and control of homing missiles against targets, Chinese Journal of \_xed ground Aeronautics, vol. 21, no. 2, pp. 162-168, 2008.
- [21] Michael A Cross and Yuri B Shtessel. Single-Loop Integrated Guidance and Control Using High-Order Sliding Mode Control. In Variable Structure Systems and Sliding-Mode Control, chapter 14. Springer, 2020.
- [22] Michael A Cross and Yuri B Shtessel. Integrated Guidance Navigation and Control Using High-Order Sliding Mode Control for a Missile Interceptor. In 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, page 1121, 2018
- [23] A. Tutunji, "neural network -based Optimal Tracking Control of continuous-Time uncertain Nonlinear System via Reinforcement Learning," neural process left 51, 2513-2530, 2020.
- [24] Mohammad mahdi soori and seyed hossein 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, Issue 1, pp. 25-42, 2023.
- [6] Curtis P Mracek and James R Cloutier. using Missile longitudinal autopilot design the state-dependent Riccati equation method. In Proceedings of the Con/eremce cm IntematzomaZ TVcmZmear Problems m Araatmn and 387-396, 1996. Aerospace, pages
- [7] P K Menon and Ernest J Ohlmeyer. Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems. Control Engineering Practice, 9(10): 1095-1106, 1999.
- [8] Neil F Palumbo and Todd D Jackson. Integrated missile guidance and control: A state dependent Riccati differential equation approach. In Control 1999. Proceedings of the Applications, 1999 IEEE International Conference on, 243-248. IEEE, 1999. volume 1, pages
- [9] P K Menon, Gregory Sweriduk, Ernest J Ohlmeyer, and Steve Malyevac. Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads. Journal of Guidance, control, and Dynamics, 27(1 ): 118 -126, 2004.
- [10] P K Menon, Sessa Vaddi, and Ernest Ohlmeyer. Finite-horizon robust integrated guidance-control of a moving-mass actuated kinetic warhead. In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, page 6787, 2006.
- [11] Tae-Won Hwang and Min-Jea Tahk. Integrated backstopping design of missile guidance and control with robust disturbance observer. In SICE-ICASE, 2006. International Joint Conference, pages 4911-4915. IEEE, 2006.
- [12] Nathan Harl, S N Balakrishnan, and Craig Phillips. Sliding mode integrated missile guidance and control. In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, number August, page 7741, 2010.
- [13] Nathan Harl and S N Balakrishnan. Reentry terminal guidance through sliding control. Journal of guidance, mode control, and dynamics, 33(1): 186—199, 2010.
- [14] X. H. Wang, C. P. Tan and L. P. Cheng, Impact time and angle constrained and control with guidance integrated application to salvo attack, Asian Journal of Control, vol. 22, no. 3, pp. 1211-1220, 2019.
- [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.
- [16] J. Ma, H. Guo and P. Li, Adaptive



- 10 State-Dependent Riccati Equation
- 11 Menon
- 12 Palumbo
- 13 Monte-Carlo
- 14 Sweriduk
- 15 Vaddi
- 16 Ohlmeyer
- 17 backstepping
- 18 Hwang
- 19 Tahk
- 20 Harl
- 21 Balakrishnan
- 22 Terminal second-order sliding mode
- 23 Wang
- 24 Ma
- 25 backstepping
- 26 Agent
- 27 Action
- 28 Environment
- 29 Critic
- 30 Refward Funcion
- 31 Policy
- 32 Rectifier Linear Unit

## ۷- فهرست علائم

### علائم انگلیسی

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

### ۸. زیر نویس

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

### ۹. پی نوشت

- 1 GNC
- 2 impact angle
- 3 Collision triangle
- 4 line-of-sight
- 5 Miss distance
- 6 Lin
- 7 Yueh
- 8 game-theoretic
- 9 Cloutier

۱۱۱

سال ۱۳- شماره ۱

پیاورد و تابستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



هدایت و کنترل مدل در بعدی یک موشک پدافند هوایی  
با استفاده از کنترل تطبیقی یادگیری عمیق و فازی