



## هدایت و کنترل کانال فراز یک موشک رهگیر با استفاده از کنترل کننده مود لغزشی عصبی

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

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

<sup>۲</sup> دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۶/۲۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۸/۱۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۱/۲۸

### چکیده

روش طراحی یکپارچه سیستم هدایت و کنترل موشک‌ها به گونه‌ای است که تمام قیود زیرسیستم‌ها در حین طراحی در نظر گرفته می‌شوند تا دقت و عملکرد کلی سیستم در فاز نهایی افزایش یابد. این امر موجب بهبود کارایی، صرفه‌جویی در زمان و هزینه می‌گردد و در نتیجه عملکرد سیستم بهبود خواهد یافت. این مقاله به تشریح روند طراحی و شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده مودلغزشی عصبی می‌پردازد که به منظور هدایت موشک در یک مساله دو بعدی کمینه‌سازی زمان برخورد و فاصله تا هدف ایجاد شده است. در طراحی کنترل کننده ابتدا به منظور ارزیابی کنترل کننده پیشنهادی، یک کنترل کننده PID طراحی می‌شود، سپس به طراحی کنترل کننده مودلغزشی عصبی با استفاده از شبکه‌های عصبی پرداخته می‌شود. باتوجه به شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که استفاده از این کنترل کننده پیشنهادی و به‌کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف و زمان برخورد را نسبت به کنترل کننده PID کاهش می‌یابد.

کلمات کلیدی: موشک- هدایت- کنترل- مود لغزشی- شبکه‌های عصبی

## Guidance and control of the Pitch channel of an interceptor missile using neural sliding mode control

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

<sup>1</sup> PhD student, Mechanical Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

<sup>2</sup> Assoc. Prof., Mechanical Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

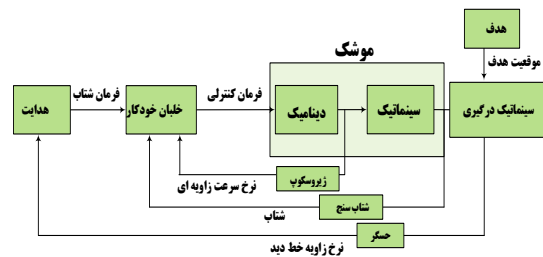
### Abstract

The integrated design method for a missile guidance and control system is such that all the limitations of the subsystems are taken into account during the design in a bid to increase the accuracy and overall performance of the system in the final phase. This will improve efficiency, save time and implementation cost, and as a result, system performance will improve. This article describes the process of designing and simulating the performance of the neural sliding model controller, which was created to guide the missile in a two-dimensional engagement in minimizing the collision time and the miss distance to the target. In the design of the controller, a PID is first considered to evaluate the proposed controller, followed by the design of the neural sliding model controller discussed using neural networks. According to the simulations, it can be shown that the use of this proposed controller and the application of the integrated guidance and control model will reduce the final miss distance and the collision time compared to the PID controller.

**Keywords:** missile-guidance-control-sliding mode-neural networks

۱- مقدمه

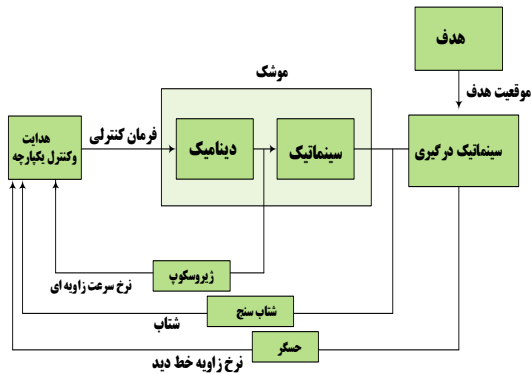
عملکردهای هدایت، ناوبری و کنترل<sup>۱</sup> برای همه وسایل هوایی و فضایی از جمله موشک‌ها، حیاتی است. در عمل، این توابع به صورت متوالی برای مانور یک موشک با هم کار می‌کنند. ابتدا به تعریف هر یک از توابع هدایت و کنترل و ناوبری پرداخته می‌شود. ناوبری با استفاده از اندازه‌گیری که سنسورها انجام می‌دهند، وضعیت فعلی موشک (یعنی بردار حالت) را تعیین می‌کند. هدایت، شتاب و جهت موشک را برای مسیر مطلوب به سمت هدف یا مسیر وضعیت، برای زمان فعلی و آینده را مشخص می‌کند. کنترل، شتاب و جهت موشک به سمت هدف را ردیابی می‌کند. در حال حاضر مرسوم است مانند شکل ۱ که هدایت کاملاً جدا از کنترل (خودخلبان) 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

۱-۲- هدایت و کنترل یکپارچه

بر خلاف ساختار هدایت و کنترل سه حلقه مرسوم، هدایت و کنترل یکپارچه (IGC)<sup>۲</sup> 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. نمودار بلوکی IGC در شکل ۲ نشان داده شده است.



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

مزیت IGCها توانایی آن‌ها در یکپارچه‌سازی زیرسیستم های هدایت و کنترل است. IGC قصد دارد، با بهره‌گیری از یکپارچه کردن فرایندهای هدایت و کنترل، عملکرد موشک را افزایش دهد. 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 خودخلبان 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؛ همچنین، خودخلبان نمی‌تواند خود را بر اساس سینماتیک درگیری نسبی موشک و هدف تنظیم کند، زیرا این اطلاعات را دریافت نمی‌کند. بنابراین سیستم‌های IGC طراحی شدند تا قانون هدایت و خودخلبان، همزمان اطلاعات موقعیت نسبی هدف و شتاب وارده به موشک را دریافت کنند [۲].

تحقیقات در زمینه هدایت و کنترل یکپارچه با لین<sup>۳</sup> و یوئه<sup>۴</sup> در سال ۱۹۸۸ آغاز شد. در مقاله ۱۹۹۲ آنها، IGC با استفاده از رویکرد نظری بازی<sup>۵</sup> تدوین شد [۳]. کلوئیر<sup>۶</sup>، یکی از نویسندگان [۴]، یک تنظیم کننده غیر خطی را که از معادله ریگاتی وابسته به حالت (SDRE)<sup>۷</sup>، در [۵] تجزیه و تحلیل کرد.

<sup>6</sup> Cloutier

<sup>7</sup> State-Dependent Riccati Equation

<sup>1</sup> Guidance, Navigation and Control

<sup>2</sup> Integrated Guidance and Control

<sup>3</sup> Lin

<sup>4</sup> Yueh

<sup>5</sup> Game-theoretic

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 [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 اتوپایلوت 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. به منظور اجتناب از این کاستی‌ها، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه توسط محققان مورد بررسی قرار گرفته است [۲۰] [۲۱].

در این مقاله طراحی کنترل‌کننده مودلغزشی عصبی برای مدل هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد شده است. در این کنترل‌کننده، ابتدا کنترل‌کننده مودلغزشی طراحی شده و سپس طراحی کنترل‌کننده عصبی انجام شده و با مودلغزشی ترکیب می‌شود. با توجه به شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که استفاده از این کنترل‌کننده پیشنهادی و به‌کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه می‌تواند، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف و زمان برخورد را نسبت به کنترل‌کننده PID کاهش داد.

## ۲- 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 استفاده می‌شود که برخورد رخ دهد. 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: در لحظه برخورد سرعت نسبی موشک

این روش سپس در جهت توسعه قانون هدایت در [۶] و خودخلبان در [۷] به کار گرفته شد. با موفقیت کلوتیر با استفاده از SDRE، منون<sup>۱</sup> و همکاران در [۸] و پالمبو<sup>۲</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 خودخلبان معکوس پویا همراه با یک سیستم هدایت مطلوب پایه‌گذاری می‌کند. این مطالعه شامل یک آزمایش رفت و برگشت مونت کارلو<sup>۳</sup> 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 نسبت به هدف از دست می‌دهد. در سال ۲۰۰۴، منون، سوئیدوک<sup>۴</sup> و وادی<sup>۵</sup>، تکنیک کنترل غیر خطی و زمان گسسته را در [۱۰] مقایسه کردند. این تکنیک‌ها روش خطی سازی 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 اولمایرگر<sup>۶</sup> [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؛ همچنین در سال ۲۰۰۶، رویکرد برگشت مجدد<sup>۷</sup> توسط هوانگ<sup>۸</sup> و تهک<sup>۹</sup> در [۱۲] ارائه شد. رویکرد بعدی نسبت به IGC با استفاده از SMC در [۱۳] توسط هارل<sup>۱۰</sup> و بالاکریشنان<sup>۱۱</sup> با استفاده از کنترل حالت لغزشی مرتبه دوم ترمینال<sup>۱۲</sup> ارائه شد. در سال ۲۰۱۹ وانگ<sup>۱۳</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>۱۴</sup> و همکاران [۱۶] یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه را با استفاده از کنترل

<sup>8</sup> Hwang

<sup>9</sup> Tahk

<sup>10</sup> Harl

<sup>11</sup> Balakrishnan

<sup>12</sup> Terminal second-order sliding mode

<sup>13</sup> Wang

<sup>14</sup> Ma

<sup>1</sup> Menon

<sup>2</sup> Palumbo

<sup>3</sup> Monte-Carlo

<sup>4</sup> Sweriduk

<sup>5</sup> Vaddi

<sup>6</sup> Ohlmeyer

<sup>7</sup> backstepping

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

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

در معادلات فوق  $r$  فاصله نسبی موشک و هدف و  $\Omega_M = \dot{r}$  نرخ تغییرات زاویه خط دید موشک هدف است؛ همچنین  $\dot{\Omega}_\omega$  به صورت معادله (۴) نوشته می شود [۲۱].

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

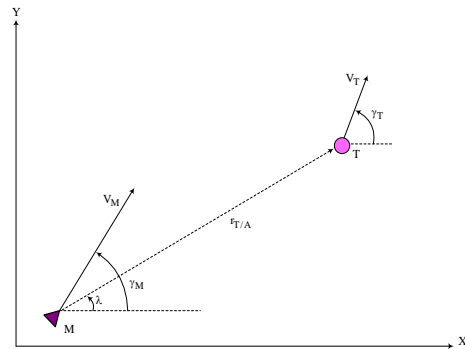
با ترکیب معادلات فوق و در نظر گرفتن متغیرهای حالت مناسب، معادلات فضای حالت سینماتیک درگیری به صورت معادله (۵) ارائه می شوند [۲۱].

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{v}_r \\ \dot{\lambda} \\ \dot{v}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_r \\ \frac{v_n^2}{r} \\ \frac{v_n}{r} \\ -\frac{v_r v_n}{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{Mr} \\ a_{Mn} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ a_{Tr} \\ 0 \\ a_{Tn} \end{bmatrix} \quad (5)$$

این نمایش به شکل  $x = A(x) + Bu + \rho$  است که  $x$  بردار حالت،  $u$  بردار کنترل و  $\rho$  اغتشاش است. اگرچه این معادله به طور دقیق سینماتیک درگیری را توصیف می کند، اما دینامیک موشک را مستقیماً لحاظ نمی کند و یک بردار کنترل غیرعملی ایجاد می کند. همان طور که در سینماتیک درگیری نشان داده شد، یک موشک برای رهگیری یک هدف در حال مانور باید شتاب  $a_{Mn}$  داشته باشد. برای یک موشکی که درون جو قرار دارد، چرخش بدنه مهم ترین عمل برای ایجاد نیروهای

هدف صفر خواهند شد. هندسه این سناریو درگیری در شکل ۳ نشان داده شده است.

هدف از این مقاله طراحی کنترل کننده ای 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 پرداخته می شود.



شکل ۳- سینماتیک درگیری [۲۱]

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

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

با مشتق گیری از رابطه (۱) نسبت به زمان، رابطه نسبی سرعت ها و شتاب ها نیز بدست می آیند؛ همچنین علاوه بر مختصات اصلی که بیان شد، برای ردیابی بهتر یک سیستم مختصات چرخشی  $\omega, n, r$  برای این سینماتیک مورد نیاز است. این سیستم مختصات روی موشک ثابت است و فرض بر این است که محور اصلی آن همیشه در امتداد خط دید قرار دارد؛ بنابراین این سیستم نسبت به مرجع اینرسی ثابت  $Z, Y, X$  می چرخد؛ در نتیجه معادلات سرعت و شتاب نسبی بصورت معادلات (۲ و ۳) می شوند [۲۱].

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

که در نتیجه معادلات این سیستم به فرم معادله (۸) خواهد شد [۲۲].

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

معادله (۸) را می‌توان به فرم معادله (۹) بیان کرد که د اغشتاش وارد به سیستم است [۲۲].

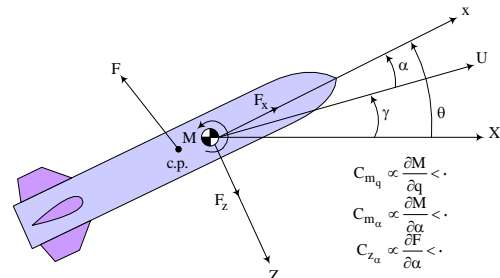
$$\dot{x} = a(x, t) + B\delta(t) + d \quad (9)$$

$$y = v_n$$

### ۳- طراحی کنترل کننده

برخورد موشک-هدف زمانی رخ می‌دهد 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 می‌شود. این

لازم برای شتاب دادن به موشک خنثی کردن مانور هدف است؛ 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]

معادلات دینامیک موشک را در فضای حالت به صورت

معادله (۶) در نظر گرفته می‌شود [۲۲].

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

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

مدل درگیری یکپارچه با ترکیب سینماتیک درگیری و دینامیک موشک استخراج می‌شود که واسطه بین سینماتیک و دینامیک، شتاب جانبی موشک است [۲۲].

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 کنترلر PID به صورت معادله (۱۵) است:

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

برای بدست آوردن رابطه بهره‌های  $T_d$  و  $K_p$ ،  $T_i$  برای رابطه ۱۵ 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 ۱۶ بدست می‌آید [۲۴].

$$K_p = 0.6 K_{cr}$$

$$T_d = 0.125 P_{cr} \quad (16)$$

$$T_i = 0.5 P_{cr}$$

مقادیر  $K_{cr}$  و  $P_{cr}$  از رابطه ۱۷ قابل محاسبه است.

$$K_{cr} = Gm \quad P_{cr} = \frac{2\pi}{w_{cg}} \quad (17)$$

در رابطه ۱۷  $Gm$  حاشیه فاز و  $w_{cg}$  فرکانسی است که در آن حاشیه فاز اندازه گیری می‌شود و فاز سیستم  $-180^\circ$  خواهد بود.

### ۳-۲- طراحی کنترل کننده مود لغزشی

با دقت در معادله ۸ ملاحظه می‌شود که ورودی کنترلی به معادله حالت مربوط به  $\alpha$  اعمال می‌شود. این معادله در ادامه به صورت جداگانه نشان داده شده است:

$$\dot{\alpha} = \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha} \alpha + q + \frac{\bar{q}Sl}{m} C_{z\delta} \delta \quad (18)$$

شرط در عمل کاملاً منطقی به نظر می‌رسد. با توجه به این که در معادلات حالت در مخرج ظاهر شده است، پس شرط صفر شدن آن مقدار مطلوبی برای شبیه‌سازی نمی‌باشد؛ چرا که در این حالت سیستم ناپایدار خواهد شد. رابطه موجود برای تغییر نرخ  $r$  به صورت معادله (۱۰) است [۲۱] [۲۲].

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

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.

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

با ساده‌سازی معادله (۱۱)، معادله (۱۲) نوشته می‌شود.

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

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 (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

$$\alpha_{sw} = \frac{K_1 \tanh(s_{v_n})}{\frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha} \cos(\lambda - \theta)} \quad (22)$$

در معادله ۲۲،  $K_1$  یک ضریب ثابت مثبت است. ورودی کنترلی مجازی کل از جمع دو معادله ۲۱ و ۲۲ به دست می‌آید.

$$\alpha_d = \alpha_{eq} + \alpha_{sw} \quad (23)$$

اکنون می‌توانیم به روش مشابهی به طراحی کنترل کننده واقعی بپردازیم. سطح لغزش  $s_\alpha$  را مطابق معادله ۲۴ تعریف می‌کنیم.

$$s_\alpha = \alpha_d - \alpha \quad (24)$$

در معادله ۲۴،  $\alpha_d$  از رابطه ۲۱ جایگزین می‌گردد. مشتق سطح لغزش ۲۴ برابر است با:

$$\dot{s}_\alpha = \dot{\alpha}_d - \dot{\alpha} = \dot{\alpha}_d - \left( \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha} \alpha + q + \frac{\bar{q}Sl}{m} C_{z\delta} \delta \right) \quad (25)$$

با صفر قرار دادن معادله ۲۵، قسمت معادل کنترل کننده واقعی به دست خواهد آمد.

$$\delta_{eq} = \frac{\dot{\alpha}_d - \left( \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha} \alpha + q \right)}{\left( \frac{\bar{q}Sl}{m} C_{z\delta} \right)} \quad (26)$$

قسمت سوئیچ نیز از معادله ۲۷ محاسبه می‌شود:

$$\delta_{sw} = \frac{K_2 \tanh(s_\alpha)}{\left( \frac{\bar{q}Sl}{m} C_{z\delta} \right)} \quad (27)$$

در معادله ۲۷،  $K_2$  یک ضریب ثابت مثبت است. ورودی کنترلی واقعی، از جمع دو معادله ۲۶ و ۲۷ به دست می‌آید:

$$\delta_{smc} = \delta_{eq} + \delta_{sw} \quad (28)$$

در معادله مربوط به  $v_n$  عبارت ورودی کنترلی وجود ندارد، ولی  $\alpha$  در آن تاثیرگذار است؛ در نتیجه در ابتدا فرض می‌شود که  $\alpha$  یک ورودی کنترلی مجازی برای  $v_n$  است و به گونه‌ای مقدار مطلوب  $\alpha$  محاسبه می‌شود تا  $v_n$  به صفر همگرا گردد. در ادامه، از مقدار به دست آمده برای  $\alpha$  در گام قبل برای طراحی یک کنترلر مود لغزشی واقعی استفاده می‌شود. به این صورت که مقدار  $\delta$  به گونه‌ای محاسبه می‌گردد تا  $\alpha$  به مقدار مطلوب محاسبه شده در گام قبل همگرا شود. اکنون به طراحی کنترلر مجازی می‌پردازیم. سطح لغزش  $s_{v_n}$  را به صورت معادله ۱۹ تعریف می‌کنیم. در این معادله  $v_{n_d} = 0$  مقدار مطلوب  $v_n$  است.

$$s_{v_n} = v_{n_d} - v_n = -v_n \quad (19)$$

مشتق معادله ۱۹ به صورت معادله ۲۰ خواهد بود:

$$\dot{s}_{v_n} = -\dot{v}_n = - \left( \frac{-v_n v_r}{r} + \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha} \alpha \cos(\lambda - \theta) \right) \quad (20)$$

هر کنترل کننده مود لغزشی از دو بخش معادل (equivalent) و سوئیچ (switching) تشکیل می‌شود. بخش اول خروجی سیستم را به سطح لغزش برده و بخش دوم در نقش کاهش دهنده (و یا از بین برنده) نوسانات عمل می‌نماید. بخش معادل کنترلر از صفر قرار دادن مشتق سطح لغزش حاصل می‌شود؛ در نتیجه با صفر قرار دادن معادله ۲۰ خواهیم داشت:

$$\alpha_{eq} = \frac{\frac{v_n v_r}{r}}{\frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha} \cos(\lambda - \theta)} \quad (21)$$

بخش سوئیچ به صورت تابعی از سطح لغزش تعریف می‌شود. این قسمت را می‌توان به صورت تابع علامت (sign) و یا تانژانت‌هایپربولیک (tanh) تعریف کرد. هر دو تابع رفتار مشابهی دارند و در بازه یکسانی تعریف می‌شوند، ولی به دلیل هموار بودن تابع tanh، استفاده از آن باعث بهبود عملکرد سیستم می‌گردد.

### ۳-۳- طراحی کنترل کننده ترکیبی مدلغزشی عصبی کلاسیک

برای طراحی کنترل کننده شبکه عصبی کلاسیک، از شبکه عصبی شبکه عصبی از نوع RBFNN استفاده می شود [۲۳]. سیستم به فرم  $\dot{x} = f + bu + d$  را در نظر می گیریم. خطای تعقیب (۲۹) را طبق متغیرهای تعریف شده در قبل، بیان می شود.

$$e = v_n - v_{nd} \quad (29)$$

خروجی یک شبکه عصبی RBFNN به صورت (۲۴) بیان می شود:

$$F_{nn}(z) = \sum_{i=1}^N \hat{w}_i s_i(z) = \hat{W}_{nn} S_{nn}(z) \quad (30)$$

در رابطه ۳۰، بردار ورودی  $W_{nn}$ ، بردار وزن های  $S_{nn}(z)$  و  $N$  تعداد گره های شبکه عصبی هستند. نیز رگرسور است که هر عضو آن از یک تابع فعال ساز سیگموئید به صورت (۳۱) به دست می آید:

$$s_i(z) = \exp\left\{-\frac{(z - \xi_i)^T(z - \xi_i)}{\eta_i}\right\}, i = 1, 2, \dots, N \quad (31)$$

در (۳۱)،  $\xi$  و  $\eta$  به ترتیب مرکز و عرض هر تابع سیگموئید هستند. طبق (۲۴) می توان ورودی کنترلی را به صورت (۳۲) بیان نمود:

$$\delta_{nn} = \hat{W} \bar{\Phi}_R + KS \quad (32)$$

در (۳۲)،  $\hat{W}$  وزن های شبکه عصبی،  $\bar{\Phi}_R$  و  $K$  نیز یک ثابت است که از بهینه سازی به دست می آید. ورودی های به کار رفته در رگرسور (۳۱) به صورت  $z = [e, x]^T$  در نظر گرفته می شوند. متغیر خطای  $S$  طبق (۳۲) تعریف می شود:

$$S = \lambda e \quad (32)$$

در این رابطه،  $\lambda$  نیز یک ثابت است که در بهینه سازی محاسبه می شود. قانون به روزرسانی وزن های شبکه عصبی RBFNN در (۳۳) آورده شده است:

$$\hat{W} = \Gamma(S\bar{\Phi}_R - \alpha E - \beta \Upsilon) \quad (33)$$

در این رابطه،  $\Gamma$ ،  $\alpha$  و  $\beta$  ماتریس های مثبت هستند که برای آموزش شبکه به کار می روند؛ هم چنین  $E$  یک ماتریس کمکی است که از (۳۴) به دست می آید:

$$E = \hat{W}P - Q \quad (34)$$

ماتریس های کمکی  $P$  و  $Q$  از معادلات دیفرانسیل (۳۵) قابل محاسبه می باشند:

$$\begin{aligned} \dot{P} &= -lP + \kappa \Phi_f \Phi_f^T, & P(0) &= 0 \\ \dot{Q} &= -lQ + \kappa \tau_f \tau_f^T, & Q(0) &= 0 \end{aligned} \quad (35)$$

در (۳۵)،  $l$  و  $\kappa$  ثابت هایی هستند که از بهینه سازی به دست می آیند.  $\Phi_f$  یک رگرسور است که به روشی مشابه با  $\bar{\Phi}_R$  به دست می آید.  $\tau_f$  هم متغیر فیلتر شده ورودی کنترلی است که از (۳۶) محاسبه می شود:

$$\dot{\tau}_f = \frac{1}{k}(u - \tau_f), \quad \tau_f(0) = 0 \quad (36)$$

در (۳۶)،  $k$  یک ثابت است که از بهینه سازی به دست خواهد آمد. در نهایت، متغیر  $\Upsilon$  در (۳۳)، طبق رابطه (۳۷) محاسبه می شود:

$$\Upsilon = \kappa \hat{W} \Phi_f \Phi_f^T + \kappa \tau_f \tau_f^T \quad (37)$$

با استفاده از این دسته معادلات، ورودی کنترلی  $\delta_{nn}$  به دست خواهد آمد که اهداف کنترلی این شبیه سازی را تضمین می کند. بلوک دیاگرام این روش کنترلی در شکل ۵ نشان داده

<sup>1</sup> Radial Basis Function Neural Network



$$\dot{V} = s(\dot{e} + \lambda(\ddot{x}_d - f - g u))$$

مقدار  $u$  بصورت رابطه ۴۳ تعریف می‌شود.

$$u = (\lambda g)^{-1}(\dot{e} + \lambda \ddot{x}_d - \lambda f + Ks + K \text{sign}(s)) \quad (43)$$

با قرار دادن مقدار  $u$  در مشتق تابع لیاپانوف، رابطه ۴۴ بدست می‌آید.

$$\dot{V} = s(-Ks - K \text{sign}(s)) \quad (44)$$

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

#### ۴- شبیه‌سازی 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 ۱ تا ۵ است. ضمناً برای حصول اطمینان از این‌که ورودی کنترلی از حد مجاز تعیین شده در صورت مسئله تجاوز نمی‌نماید، یک تابع اشباع در ورودی پلنت قرار داده شده است تا در صورتی که کنترل‌کننده مقدار ورودی کنترلی بهینه را خارج از بازه مجاز عملگر تعیین نمود، کران بالا یا پایین تابع اشباع به عنوان ورودی کنترلی به پلنت اعمال شود.

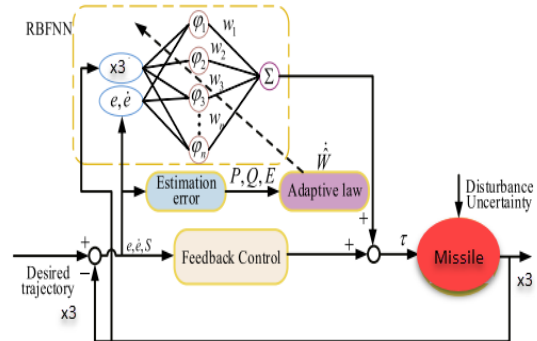
جدول ۱- پارامترهای موشک [۲۲]

پارامتر	اندازه	واحد
$I_{yy}$	۱۰۰۰	$kg\ m^2$
$m$	۱۰۰	$kg$

جدول ۲

پارامتر	اندازه	واحد
$S$	۷۸۵۴.۰	$m^2$
$C_{N\alpha}$	۱۱.۰	-
$C_{M\alpha}$	-۰.۱۰	-
$C_{M\delta}$	-۰.۱۵	-
$C_{Mq}$	-۰.۰۱	-

شده است. دقت نمایید که بهینه‌سازی‌ها در بخش شبیه‌سازی توضیح داده خواهند شد.



شکل ۵- بلوک دیاگرام روش کنترلی شبکه عصبی

با ترکیب دو ورودی کنترلی از معادله‌های (۲۸) و (۳۲)، ورودی کنترلی نهایی به دست می‌آید:

$$\delta = \delta_{smc} + \delta_{nn} \quad (38)$$

#### ۳-۴- اثبات پایداری به روش لیاپانوف

اثبات پایداری کنترل‌کننده از دو قسمت اثبات کنترل‌کننده شبکه عصبی و کنترل‌کننده مودل‌غزشی تشکیل شده است. اثبات پایداری شبکه عصبی در مرجع [۲۳] آورده شده است. برای اثبات پایداری کنترل مودل‌غزشی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه را بصورت رابطه ۳۹ در نظر گرفته می‌شود.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f + g.u \\ y &= x \end{aligned} \quad (39)$$

خطای تعقیب را به صورت  $e = x_d - x$  تعریف می‌کنیم. تابع لیاپانوف بصورت رابطه ۴۰ در نظر گرفته می‌شود.

$$V = \frac{1}{2}s^2 \quad (40)$$

که  $S$  سطح لغزش بصورت ۴۱ است.

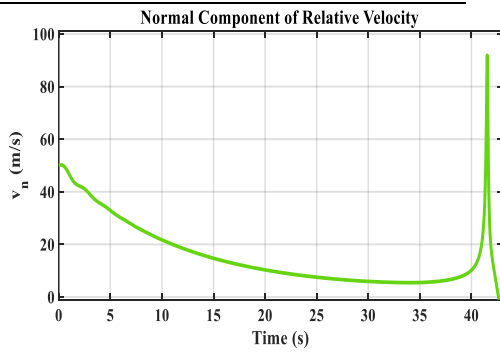
$$s = e + \lambda \dot{e} \quad (41)$$

در ادامه از تابع لیاپانوف مطابق رابطه ۴۲ مشتق گرفته می‌شود.

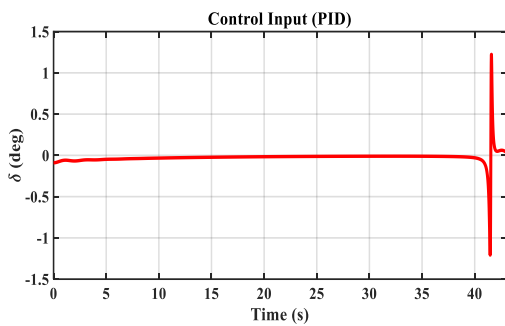
$$\begin{aligned} \dot{V} &= s\dot{s} = s(\dot{e} + \lambda \ddot{e}) \\ &= s(\dot{e} + \lambda(\ddot{x}_d - \ddot{x})) \end{aligned} \quad (42)$$

جدول ۶- پارامترهای کنترل کننده PID [۲۲]

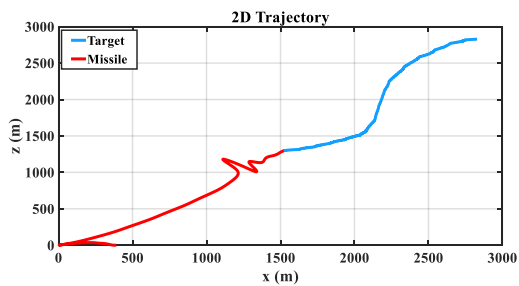
پارامتر	اندازه
۷۳۲.۰	بهره تناسبی ( $K_p$ )
۴۱۷.۰	بهره انتگرالی ( $K_i$ )
۶۶۹.۱	بهره مشتقی ( $K_d$ )



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 شکل های ۶ و ۷ نشان می دهد که در زمانی حدود ۴۵ ثانیه، سرعت نسبی موشک و هدف به صفر می رسد؛ همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی بیشتر از ۴۰ ثانیه به صفر می رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۸ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۹ در ابتدای

جدول ۳- پارامترهای دینامیکی فرمان کنترلی [۲۲]

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

جدول ۴- شرایط اولیه موشک [۲۲]

پارامتر	اندازه	واحد
$\alpha(0)$	۰	deg
$\lambda(0)$	۲۰	deg
$(0)r$	۴	km
$(0)v$	۵۰۰	$\frac{m}{s}$
$\gamma_M(0)$	۱۰	deg

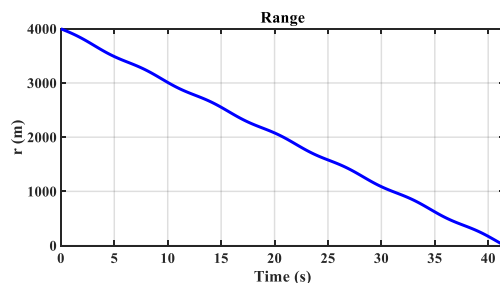
جدول ۵- پارامترهای هدف [۲۲]

پارامتر	اندازه	واحد
$V_T$	۱۰۰	$\frac{m}{s}$
$a_T$	$*\cos(t) * 0.19$	$\frac{m}{s^2}$

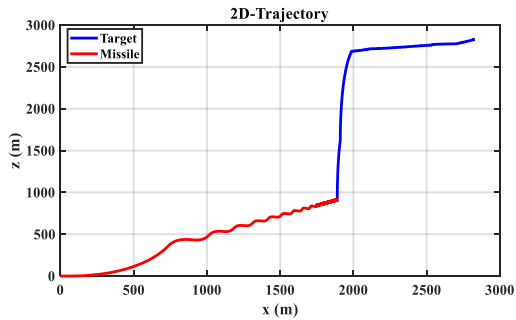
#### ۴-۱- شبیه سازی عملکرد کنترل کننده PID

در این قسمت عملکرد کنترل کننده PID که پارامترهای آن ها توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول ۶ تنظیم شده اند، بررسی می شوند.

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



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



شکل ۱۳- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده SMC

نمودارهای شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نشان می‌دهد که در زمانی کمتر از ۱ ثانیه، سرعت نسبی قائم موشک و هدف به صفر می‌رسد؛ همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی حدود ۱۲ ثانیه به صفر می‌رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۱۲ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۳ به هدف در ارتفاع حدود ۹۰۰ متری و برد ۱۸۰۰ متری به هدف برخورد کند.

#### ۳-۴- شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده ترکیبی مودلغزشی عصبی کلاسیک

در این قسمت به شبیه‌سازی کنترل کننده مودلغزشی ترکیبی با شبکه عصبی کلاسیک پرداخته شده است. مقادیر عددی استفاده شده در این کنترلر در جدول ۷ نشان داده شده است.

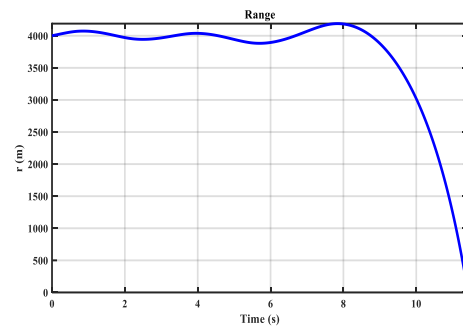
جدول ۷- متغیرهای بهینه شده با کنترل کننده شبکه عصبی

اندازه	متغیر	نوع کنترل کننده
۱۰۰	$\alpha$	کنترل کننده شبکه عصبی کلاسیک
۰,۰۰۱	$\beta$	-
۱۶,۹۷	$\Gamma$	-
۰,۰۰۱	$K$	-
۶۹,۶۷	$l$	-
۱۰۰	$\kappa$	-
۹۶,۰۳	$k$	-
۰,۰۰۱	$\lambda$	-
۳,۱۴	$\eta$	-

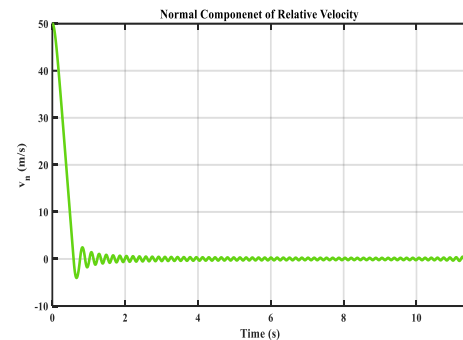
حرکت مانوری انجام ندهد و در انتهای حرکت به سمت هدف مانورهای شدیدی را برای برخورد به هدف انجام دهد. در کل می‌توان گفت، عملکرد کنترل کننده PID متوسط ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده زیاد است و مناسب برای پدافندهای هوایی نیست.

#### ۲-۴- شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده مودلغزشی

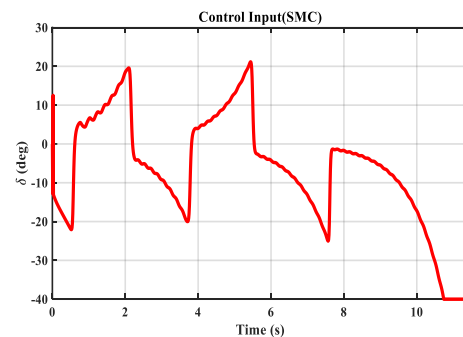
در این قسمت به شبیه‌سازی کنترل کننده مودلغزشی پرداخته می‌شود.



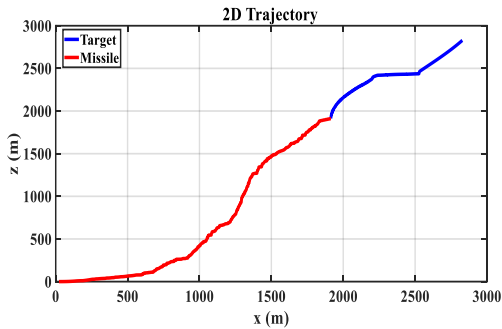
شکل ۱۰- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده SMC



شکل ۱۱- سرعت نسبی موشک و هدف- کنترل کننده SMC



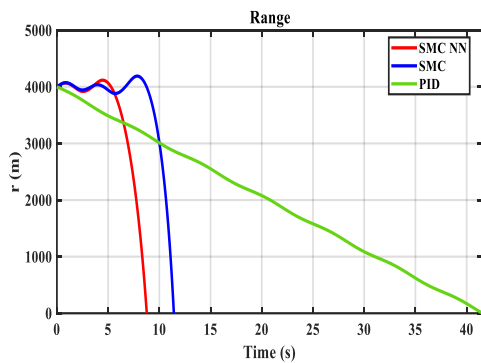
شکل ۱۲- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده SMC



شکل ۱۷- مسیر حرکت موشک و هدف - کنترل کننده SMC-NN

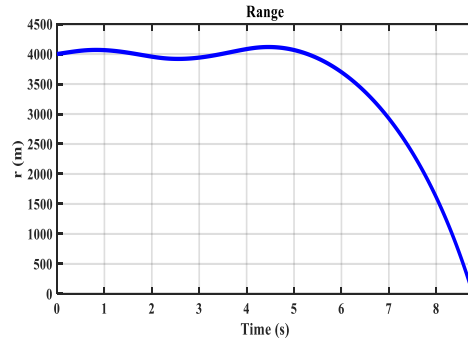
نمودارهای شکل‌های ۱۴ و ۱۵ نشان می‌دهد که در زمانی کمتر از ۱ ثانیه، سرعت نسبی قائم موشک و هدف به صفر می‌رسد؛ همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی حدود ۸/۵ ثانیه به صفر می‌رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۱۶ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۷ تا برد و ارتفاع ۲۰۰۰ متری به هدف برخورد می‌کند. در کل می‌توان گفت، عملکرد کنترل کننده مودلفزشی عصبی خوب ارزیابی می‌شود، زمان پرواز و فاصله نهایی برخورد موشک با هدف مناسب است.

در ادامه در شکل ۱۸ مقایسه زمان برخورد موشک و هدف و ورودی کنترلی برای سه کنترل کننده این مقاله رسم شده است.

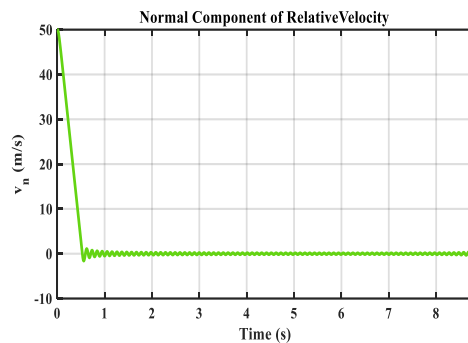


شکل ۱۸- فاصله نسبی موشک و هدف - هر سه کنترل کننده مقاله

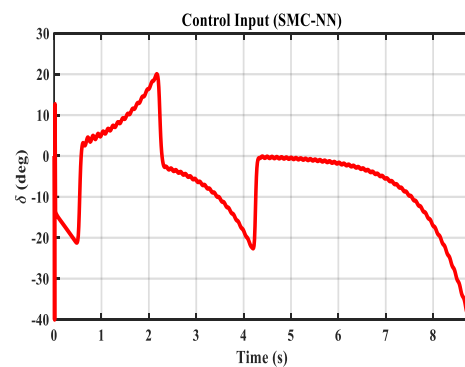
۰,۰۰۱	$K_1$	کنترل کننده مودلفزشی واقعی
۷,۱۸	$K_2$	کنترل کننده مودلفزشی مجازی



شکل ۱۴- فاصله نسبی موشک و هدف - کنترل کننده SMC-NN



شکل ۱۵- سرعت نسبی موشک و هدف - کنترل کننده SMC-NN



شکل ۱۶- ورودی کنترلی موشک - کنترل کننده SMC-NN

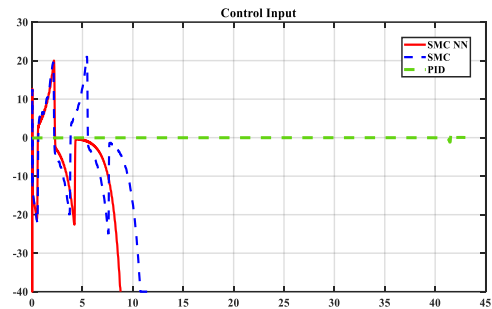
### ۵- نتیجه گیری

در این مقاله، هدایت و کنترل یک موشک تعقیب کننده زمین به هوا با استفاده از کنترل مودلغزشی عصبی برای مدل یکپارچه موشک هدف مدل دو بعدی پیشنهاد شده است. در ابتدا معادلات هدایت و کنترل یکپارچه موشک و هدف به طور کامل استخراج شد و سپس به طراحی کنترل 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 مودلغزشی همراه با شبکه عصبی انجام شد. با توجه 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 هوایی است، قانون کنترلی نیز کاملاً در محدوده مناسبی اعمال شده است. این قانون کنترلی باعث مانور موشک و قفل شدن روی هدف، به سمت هدف حرکت کند. در مجموع عملکرد کنترل کننده مودلغزشی عصبی مطلوب ارزیابی شد. مسیر حرکت موشک و هدف در شکل ۱۷ نیز نشان دهنده برخورد موشک و هدف در برد مناسب تری در مقایسه با کنترل کننده PID، نسبت به پدافند بوده است. چنین برد مناسبی برای پدافندها بسیار مهم است که قبل از اینکه هدف متخصص بتواند نزدیک پدافند و مواضع شود و مانورهای غیرقابل پیش‌بینی انجام دهد، در فاصله مناسبی که خطا کمترین مقدار باشد، مورد اصابت قرار گیرد.

### ۶- فهرست علائم

#### علائم انگلیسی

بردار موقعیت ( $m$ )	$r$
بردار شتاب ( $m/s^2$ )	$a$
منطقه مرجع آیرودینامیک ( $m^2$ )	$A$
بردار نرخ خط دید	$\Omega_\omega$
مختصات اینرسی	$XY$



شکل ۱۹- ورودی کنترلی موشک- هر سه کنترل کننده مقاله

در شکل‌های ۱۸ مشاهده می‌شود که در کنترل کننده مودلغزشی عصبی کمترین زمان برخورد را دارد؛ همچنین شکل ۱۹ نشان می‌دهد که ورودی کنترل کننده مودلغزشی عصبی ورودی مناسب با انرژی بصره را وارد سیستم کرده است.

مقادیر کمی بدست آمده از شبیه‌سازی‌ها را می‌توان در جدول ۸ بیان کرد.

جدول ۸- مقادیر کمی شبیه سازی

نوع کنترل کننده	زمان پرواز (ثانیه)	برد موشک (متر)	ارتفاع موشک (متر)
PID	۴۴/۲	۱۵۵۰	۱۲۷۰
SMC	۱۲/۱	۱۸۲۰	۹۱۰
SMC-NN	۸/۷	۱۹۶۰	۱۹۷۰

جدول ۸ نشان می‌دهد، زمان پرواز در کنترل کننده مودلغزشی عصبی به مراتب کمتر از PID است و برد و ارتفاع موشک با استفاده از کنترل کننده مودلغزشی برای موشک‌های پدافندهای هوایی مناسب‌تر است. در مقایسه کنترل کننده مودلغزشی و مودلغزشی عصبی نیز می‌توان گفت‌ا در حالتی که شبکه عصبی روی کنترل کننده اعمال می‌شود، زمان پرواز حدود ۴۰ درصد کاهش یافته و ارتفاع و برد پرواز به محدوده مناسبی می‌رسد.

- Problems in Aviation and Aerospace, pages 117-130.
- [5] James R Cloutier(1994). Adaptive matched augmented proportional navigation.
- [6] Mracek, C. P. , & Cloutier, J. R. (1996). Missile longitudinal autopilot design using the state-dependent Riccati equation method. In Proceedings of the International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace (pp. 387-396).
- [7] P K Menon and Ernest J Ohlmeyer(1999). Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems. Control Engineering Practice, 9(10): 1095-1106.
- [8] Neil F Palumbo and Todd D Jackson(1999). Integrated missile guidance and control: A state dependent Riccati differential equation approach. In Control Applications, 1999. Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on, volume 1, pages 243-248. IEEE.
- [9] Menon, P. K. , Sweriduk, G. D. , Ohlmeyer, E. J. , & Malyevac, D. S. (2004). Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads. J. Guid., cntrl, Dyn., 27(1), 118-126.
- [10] Menon, P. , Vaddi, S. , & Ohlmeyer, E. (2006). Finite-horizon robust integrated guidance-control of a moving-mass actuated kinetic warhead. In AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit (p. 6787).
- [11] Hwang, T. W. , & Tahk, M. J. (2006). Integrated backstepping design of missile guidance and control with robust disturbance observer. In 2006 SICE-ICASE International Joint Conference (pp. 4911-4915). IEEE.
- [12] Harl, N. , Balakrishnan, S. , & Phillips, C. (2010). Sliding mode integrated missile guidance and control. In AIAA guidance, navigation, and control conference (p. 7741).
- [13] Harl, N. , & Balakrishnan, S. N. (2010). Reentry terminal guidance through sliding mode control. J. guid., control, dyn., 33(1), 186-199.
- [14] Wang, X. H. , Tan, C. P. , & Cheng, L. P. (2020). Impact time and angle constrained integrated guidance and control with application to salvo attack. Asian J. Cntrl., 22(3), 1211-1220.
- [15] He, S. , Song, T. , & Lin, D. (2017). Impact angle constrained integrated guidance and control for maneuvering target interception. J. Guid., Cntrl, Dyn., 40(10), 2653-2661.
- [16] Ma, J. , Guo, H. , Li, P. , & Geng, L. (2013). Adaptive integrated guidance and control design for a missile with input constraints. IFAC Proceedings Volumes, 46(20), 206-211.
- [17] Cross, M. (2020). Missile Interceptor Integrated Guidance and Control: Single-Loop Higher-Order
- مختصات خط دید  $\hat{r}\hat{n}\hat{\omega}$
- مختصات بدنه  $xyz$
- بردار حالت  $x$
- بردار ورودی کنترلی ( $deg$ )  $\delta$
- بردار اغتشاش  $d$
- نیروی آیرودینامیکی ( $N$ )  $F$
- گشتاور وارد بر بدنه ( $N.m$ )  $M$
- جرم ( $kg$ )  $m$
- فشار دینامیکی ( $pa$ )  $\bar{q}$
- طول مرجع آیرودینامیک ( $m$ )  $l$
- زاویه حمله ( $deg$ )  $\alpha$
- نرخ زاویه فراز ( $deg$ )  $q$
- زاویه فراز ( $deg$ )  $\theta$
- زاویه خط دید ( $deg$ )  $\lambda$
- محور اولیه متصل به بدنه  $U$
- تعداد گام‌های زمانی قبلی  $N$
- زاویه مسیر پرواز ( $deg$ )  $\gamma_M$
- زیر نویس
- موشک  $M$
- هدف  $T$
- خط دید  $r$
- عمود بر خط دید  $n$

## ۷- مراجع

- [1] P. Zarchan (2012), Tactical and strategic missile guidance. American Institute of Aeronautics and Astronautics
- [2] Neil F Palumbo, Ross A Blauwkamp, and Justin M Lloyd (2010) Basic principles of homing guidance. Johns Hopkins APL Technical Digest.
- [3] Ching-Fang Lin, John Bibel, Ernest J Ohlmeyer, and Steve Malyevac(1998). Optimal design of integrated missile guidance and control. In Al A A and SAE, World Conference, page 5519.
- [4] James R Cloutier, Christopher N D'Souza, and Curtis P Mracek(1996). Nonlinear regulation and nonlinear H infinity control via the state-dependent Riccati equation technique: Part 1, theory. In Proceedings of the First International Conference on Nonlinear

- [21] Cross, M. A. , & Shtessel, Y. B. (2020). Single-loop integrated guidance and control using high-order sliding-mode control. *Variable-Structure Systems and Sliding-Mode Control: From Theory to Practice*, 433-462.
- [22] Cross, M. , & Shtessel, Y. B. (2018). Integrated guidance navigation and control using high-order sliding mode control for a missile interceptor. In *2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference* (p. 1121).
- [23] Luan, F. , Na, J. , Huang, Y. , & Gao, G. (2019). Adaptive neural network control for robotic manipulators with guaranteed finite-time convergence. *Neurocomputing*, 337, 153-164.
- [24] Ogata, K. (2010). *Modern control engineering fifth edition*. Sliding Mode Approach. The University of Alabama in Huntsville.
- [18] Lee, K. W. , & Singh, S. N. (2018). Longitudinal nonlinear adaptive autopilot design for missiles with control constraint. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Eng.*, 232(9), 1655-1670.
- [19] Ma, M. C. , Zhao, K. , & Song, S. M. (2020). Adaptive sliding mode guidance law with prescribed performance for intercepting maneuvering target. *Int. J. Innov. Comput. , Inform. Control*, 16(2), 631-648.
- [20] Mingzhe, H. , & Guangren, D. (2008). Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets. *Chinese J. aeronautics*, 21(2), 162-168.