



هدایت و کنترل موشک تعقیب کننده زمین به هوا با استفاده از کنترل مود لغزشی بهینه

محمد مهدی سوری^۱، سیدحسین ساداتی^{۲*}

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

ارسال: شهریور ماه ۱۴۰۲ پذیرش: مهر ماه ۱۴۰۲

چکیده

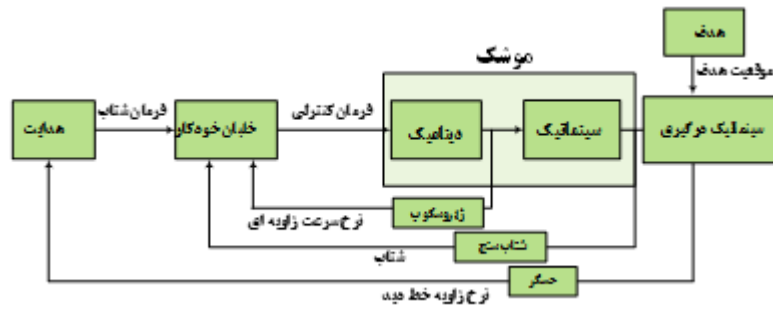
روش طراحی یکپارچه سیستم هدایت و کنترل موشک‌ها، به گونه‌ای است که تمام قیود زیرسیستم‌ها در حین طراحی در نظر گرفته می‌شوند تا دقت و عملکرد کلی سیستم در فاز نهایی افزایش یابد. این امر موجب بهبود کارایی، صرفه‌جویی در زمان و هزینه می‌گردد، و در نتیجه عملکرد سیستم بهبود خواهد یافت. این مقاله به تشریح روند طراحی و شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده مودلغزشی بهینه 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 بهینه با استفاده از الگوریتم ژنتیک پرداخته می‌شود. با توجه به شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که استفاده از این کنترل کننده پیشنهادی و به کارگیری مدل هدایت و کنترل یکپارچه، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف و زمان برخورد نسبت به کنترل کننده PID کاهش می‌یابد.

واژگان کلیدی: موشک، هدایت و کنترل، کنترل بهینه، مود لغزشی.

۱- مقدمه

عملکردهای هدایت، ناوبری و کنترل^۱ برای همه اشکال وسایل نقلیه هوایی و فضایی از جمله موشک‌ها، حیاتی است. در عمل، این توابع به صورت سری برای مانوریک و وسیله نقلیه باهم کار می‌کنند. ابتدایه تعریف هر یک از توابع GNC پرداخته میشود. ناوبری با استفاده از اندازه گیری که سنسورها انجام می‌دهند وضعیت فعلی موشک‌ها (یعنی بردار حالت) را تعیین میکنند. 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 ردیابی میکند. در این مقاله تمرکز بر مسئله بر هدایت و کنترل موشک است. فرض بر این است که ناوبری به درستی عمل می‌کند و در نتیجه باعث می‌شود مسیر پرواز را هدایت و کنترل تعیین میکنند. هدایت دستوراتی را با استفاده از بردار حالت ناوبری به کنترل ارائه می‌دهد، سپس کنترل کننده به عملگر موشک فرمان می‌دهد تا وضعیت ناوبری دستوری که هدایت داده است را ردیابی کند. در حال حاضر مرسوم است که هدایت کاملاً جدا از کنترل (اتوپیلوت) و بالعکس توسعه یابد. تقریباً همه کتابهای درسی و مقاله‌های فنی در مورد این موضوع به این ترتیب به آن پرداخته اند [۱].

¹ GNC

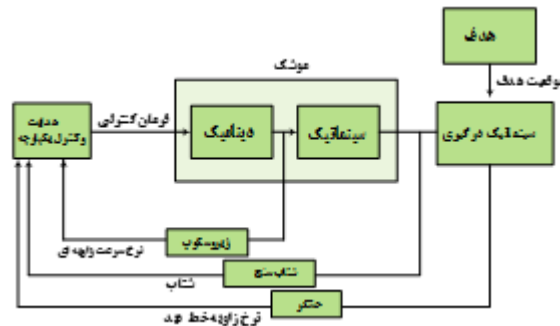


شکل ۱- نمودار بلوکی اتوپایلوٹ سه حلقه

برخی از الگوریتم های هدایت پیشرفته تر نه تنها به رهگیری دست می یابند ، بلکه زاویه برخورد ارهگیری موشک در هنگام برخورد را نیز کنترل می کنند. با این حال ، همه این الگوریتم ها ریشه در مفهوم مثلث برخورد^۲ دارند ، که تغییر خط دید^۳ بین رهگیر و هدف را به حداقل می رساند. در ساختار چند حلقه، هدایت با استفاده از سینماتیک درگیری، ایجاد می شود در حالی که اتوپایلوٹ دینامیک بدنه را تثبیت می کند و شتاب ارائه شده توسط هدایت را دنبال می کند. این امر یک ساختار حلقه کنترل پی در پی ایجاد می کند که در آن حلقه داخلی فرایندهای پهنای باند بالا (اتوپایلوٹ) و حلقه خارجی فرایندهای پهنای باند پایین (هدایت) را کنترل می کند. حلقه ها به طور جداگانه توسعه می یابند و سپس با هم مونتاژ می شوند. اگر عملکرد کلی سیستم ایده آل نباشد ، زیر سیستم ها جدا شده و به صورت تکراری دوباره طراحی می شوند. این فرایند تکراری است، زیرا مهندسان باید طرح های خود را بر اساس مفروضات قبلی خود طراحی کنند. این کار می تواند پرهزینه باشد و نتایج رضایت بخشی را تضمین نمی کند. مشکل دیگر این ساختار میزان بازخورد مورد نیاز برای دستیابی به موفقیت است.

۱-۱- هدایت و کنترل یکپارچه

بر خلاف ساختار اتوپایلوٹ سه حلقه مرسوم ، هدایت و کنترل یکپارچه (IGC)^۴ یک چارچوبی یکپارچه است که در آن هدایت و کنترل به جای آنکه مستقل از هم باشند، بصورت یکپارچه درون هم در نظر گرفته می شود. بلوک دیاگرام IGC در شکل ۲ نشان داده شده است.



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

مزیت IGC ها توانایی آنها در استفاده از تعاملات بین زیرسیستم های هدایت و کنترل است. IGC قصد دارد با بهره گیری از هم افزایی بین فرایندهای هدایت و کنترل ، عملکرد موشک را افزایش دهد. بسته به ساختار IGC ، برخی مسیرهای بازخورد اضافی را در سیستم کنترل پرواز ایجاد می کنند ، در حالی که برخی دیگر به مقدار کمتری نیاز دارند. قرار دادن G&C در یک سیستم واحد IGC پتانسیل بهینه سازی آن را بهبود می بخشد. زیرا بهینه سازی پارامترها می تواند به طور مستقیم انجام شود. توابع هزینه

¹ impact angle

² Collision triangle

³ line-of-sight

⁴ Integrated Guidance and Control

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 اتوپایلویت نیستند، اکنون به طور مستقیم در دسترس هستند. با یکپارچه سازی سیستم، یک IGC می تواند بدون خطر محدود شدن توسط یک مولفه که بسیار محافظه کارانه طراحی شده را، بهینه سازی کند. این محدودیت اغلب زمانی رخ می دهد که زیر سیستم ها به طور مستقل طراحی شده اند. یکی دیگر از مزایای این سیستم ها این است که میتوان از بازخورد سنسورهای کمتری استفاده کرد و همچنان به راه حل مناسب رسید. هنگامی که از حلقه های پی در پی استفاده می شود، چندین دستور و پاسخ های حالت داخلی برای فرمول بندی سیگنال های خطا مورد نیاز است. هر یک از این حلقه ها نیاز به بازخورد حالت از طریق اندازه گیری یا مشاهده دارند. سیستم های IGC ساده تر تعریف شده اند و لزوماً به این امر نیاز ندارند. در عمل، این امر می تواند هم از نظر صرفه جویی در هزینه و هم از نظر عملکرد مفید باشد. به عنوان مثال، این انعطاف پذیری به خوبی به مشکلات عملی مانند محیط های محروم از GPS یا اختلال در سیگنال کمک می کند. نمونه ای از هم افزایی هدایت و کنترل را می توان با در نظر گرفتن نمودارهای بلوکی سیستم هدایت و کنترل موشک های معمولی و IGC در شکل های ۱ و ۲ یافت. 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 می داند. با کاهش محدوده-هدف، تغییرات کوچک در هندسه منجر به دستورات شتاب بزرگ می شود که می تواند از محدوده عملکرد اتوپایلویت فراتر رود. علاوه بر این اتوپایلویت نمی تواند خود را بر اساس سینماتیک درگیری نسبی تنظیم کنند، زیرا این اطلاعات را دریافت نمی کند. در نتیجه سیستم های G&C معمولی برای بهبود پایداری به کوچک کردن ثابت زمانی اتوپایلویت تا حد ممکن متکی هستند. ثابت زمانی اتوپایلویت، فاصله از دست دهی^۱ تا هدف را در سیستم های G&C معمول طراحی می کند [۲]. سیستم IGC چالش های خاص خود را دارد. آنها پیچیده تر از سیستم های سنتی هستند و از نظر محاسباتی گران تر هستند. در گذشته، این رویکرد، به دلیل استفاده منحصر به فرد از مدارهای آنالوگ و عدم محاسبه دیجیتال غیرممکن بود. با این حال، با پیشرفت های انجام شده در چند دهه گذشته، پرنده های امروزی دیگر نگرانی زیادی برای این روش ها ندارند.

تحقیقات در زمینه هدایت و کنترل یکپارچه با لین^۲ و یوئه^۳ در سال ۱۹۸۸ آغاز شد. آنها شرکت GNC آمریکایی را تاسیس کردند. در مقاله ۱۹۹۲ آنها، IGC با استفاده از رویکرد نظری بازی^۴ تدوین شد [۳]. آنها از رویکرد تئوری بازی استفاده کردند که در آن زمان به طور گسترده مورد مطالعه قرار گرفت. کلوتیر^۵، یکی از نویسندگان [۴]، یک تنظیم کننده غیر خطی را که از معادله ریکاتی وابسته به حالت (SDRE)^۶، در [۵] تجزیه و تحلیل کرد. این روش سپس در جهت توسعه قانون هدایت در [۶] و اتوپایلویت در [۷] به کار گرفته شد. با موفقیت کلوتیر با استفاده از SDRE، منون^۷ و همکاران. در [۸] و پالمبو^۸ در [۹]، ترمیم تکنیک SDRE را به سمت یک سیستم IGC انتخاب کردند. در [۹]، پلومبو رویکرد مشابهی دارد، اما IGC خود را بر اساس یک اتوپایلویت معکوس پویا همراه با یک سیستم هدایت مطلوب پایه گذاری می کند. این مطالعه شامل یک آزمایش رفت و برگشت مونت کارلو^۹ با پویایی خطای اندازه گیری واقع بینانه بود. او نتیجه می گیرد که معادله دیفرانسیل ریکاتی وابسته به حالت IGC به طور میانگین فاصله بین ۲۳ تا ۳۱ درصد را از دست می دهد. در سال ۲۰۰۴، منون، سوئیدوک^{۱۰} و وادی^{۱۱}، تکنیک کنترل غیر خطی و زمان گسسته را در [۱۰] مقایسه کردند. این تکنیک ها روش خطی سازی بازخورد زمان گسسته، روش معادله

¹ Miss distance

² Lin

³ Yueh

⁴ game-theoretic

⁵ Cloutier

⁶ State-Dependent Riccati Equation

⁷ Menon

⁸ Palumbo

⁹ Monte-Carlo

¹⁰ Sweriduk

¹¹ Vaddi

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 [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^۲ توسط هوانگ^۳ و تهک^۴ در [۱۲] ارائه شد. به طور خلاصه، IGC از طریق روش های 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^۵ و بالاکریشنان^۶ استفاده از کنترل حالت لغزشی مرتبه دوم ترمینال^۷ (TSM) ارائه شد. در سال ۲۰۱۹ وانگ^۸ و همکاران برای اینکه موشک به توانایی حمله همه جانبه دست یابد [۱۴]، یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با زاویه ضربه محدود ارائه کرد. برای بهبود توانایی آسیب رساندن به هدف، او و همکاران [۱۵]، یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه برای مقابله با مشکل رهگیری اهداف مانور ناشناخته طراحی کرد. برای مقابله با محدودیت های سیستم های واقعی، ما^۹ و همکاران [۱۶] یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه را با استفاده از کنترل سطح پویا، کنترل پس گام^{۱۰} شبکه عصبی تطبیقی بررسی کرد. و میشل و استشل کنترل مود لغزشی را برای مدل صفحه ای یکپارچه به طور کامل بررسی کردند [۱۷]. در روش های سنتی هدایت و کنترل موشک، سیستم های هدایت و کنترل به عنوان دو فرآیند متفاوت در نظر گرفته می شوند. سیستم هدایت به عنوان یک حلقه بیرونی طراحی شده است که شتابی را ایجاد می کند که توسط اتوپیلوت حلقه داخلی ردیابی می شود که معمولاً بدون در نظر گرفتن اطلاعات موقعیت و سرعت بین موشک و هدف طراحی می شود [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 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 کنترلر 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 مودلغزشی بهینه برای مدل هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد شده است. در این کنترل کننده، ابتدا کنترل کننده مودلغزشی به طور کامل طراحی می شود، سپس پارامترهایی که معمولاً بصورت آزمون و خطا تعیین می شوند، با استفاده از الگوریتم بهینه سازی ژنتیک تعیین می شوند. با توجه به شبیه سازی ها می توان نشان داد که استفاده از این کنترل کننده 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.

¹ Ohlmeyer

² backstepping

³ Hwang

⁴ Tahk

⁵ Harl

⁶ Balakrishnan

⁷ Terminal second-order sliding mode

⁸ Wang

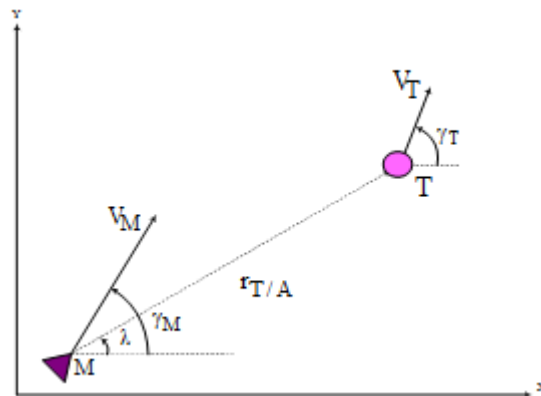
⁹ Ma

¹⁰ backstepping

۲- مدل‌سازی ریاضی

سناریوی درگیری موشک-هدف شامل تلاش موشک برای رهگیری یک هدف از طریق تغییر جهت مسیر است. در حین هدایت آشیانه یابی، از حسگرهای داخل موشک برای هدایت تا زمانی که برخورد رخ دهد استفاده می‌شود. شرایط اولیه این سناریو شامل سه فرض اصلی است.

یک: 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-هدف صفر خواهند شد. هندسه این سناریو درگیری در شکل ۳ نشان داده شده است. هدف از این مقاله طراحی کنترلی 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 مدل‌سازی دقیق از جمله سینماتیک درگیری، دینامیک موشک، مدل هدایت و کنترل یکپارچه، استراتژی رهگیری و هدایت است می‌پردازیم.



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 می‌کند. اگر از سیستم مختصات ثابت اندازه‌گیری استفاده شود، رابطه نسبی بین بردارهای موقعیت موشک r_M و هدف r_T بصورت زیر نوشته می‌شود [۲۱].

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

با مشتق‌گیری از رابطه ۱ نسبت به زمان، رابطه نسبی سرعت‌ها و شتاب‌ها نیز بدست می‌آیند. همچنین علاوه بر مختصات اصلی که بیان شد، برای ردیابی بهتر یک سیستم مختصات چرخشی ω, 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 X, Y, Z می‌چرخد. در نتیجه معادلات سرعت و شتاب نسبی بصورت زیر می‌شوند [۲۱].

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

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

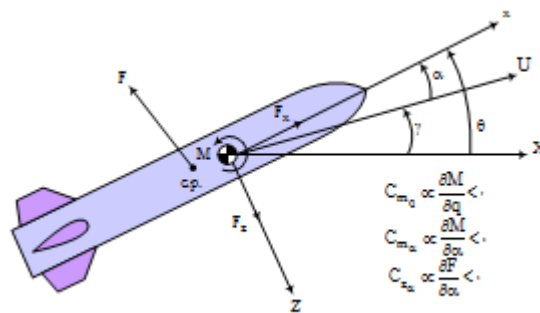
در معادلات فوق r فاصله نسبی موشک و هدف و $\Omega_M = \dot{r}$ نرخ تغییرات زاویه خط دید موشک هدف است. همچنین $\dot{\Omega}_\omega$ به صورت معادله ۴ نوشته می‌شود [۲۱].

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

با ترکیب معادلات فوق و در نظر گرفتن متغیرهای حالت مناسب، معادلات فضای حالت سینماتیک درگیری به صورت زیر ارائه می‌شوند [۲۱].

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

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



شکل ۴- دینامیک موشک [۱۷]

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

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

در معادلات فوق $C_{m\alpha}$ و $C_{z\alpha}$ مشتقات پایداری C_{mq} و $C_{z\delta}$ مشتقات کنترل اند. مدل درگیری یکپارچه با ترکیب سینماتیک درگیری و دینامیک موشک استخراج می شود که واسطه بین سینماتیک و دینامیک، شتاب جانبی موشک است [۱۷].

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

که در نتیجه معادلات این سیستم به فرم معادله ۸ خواهد شد [۱۷].

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

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

$$\begin{aligned} \dot{x} &= a(x, t) + B\delta(t) + d \\ y &= v_n \end{aligned} \quad (9)$$

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 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 زیر می باشد [۱۷ و ۲۱].

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

با تعریف سرعت $-v_r(t) = v_c(t)$ 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.

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

با ساده سازی معادله بالا خواهیم داشت.

$$v_c = -\frac{v_n^2}{r} \quad (12)$$

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 δ بگونه ای محاسبه گردد که شرط زیر برقرار باشد [۱۷ و ۲۱].

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

بنابراین هدف کنترلی را در این مسئله می توان 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 می شود. عملکرد سامانه با تنظیم دقیق مقادیر بهره تناسبی (K_p) بهره انتگرالی (K_i) و بهره مشتقی (K_d) بهبود می یابد 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 می شود. 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 می شود.

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

صورت کلی کنترلر PID به صورت معادله (۱۵) می باشد:

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

برای بدست آوردن رابطه بهره‌های T_d و K_p ، T_i در رابطه ۱۵ از روش زیگلر نیکولز استفاده می‌شود. بدین منظور ابتدا بایستی سیستم خطی سازی شود. و در ادامه با تحلیل فرکانسی بهره‌های کنترل کننده PID از رابطه ۱۶ بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} K_p &= 0.6 K_{cr} \\ T_d &= 0.125 P_{cr} \\ T_i &= 0.5 P_{cr} \end{aligned} \quad (16)$$

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 ۱۸۰- خواهد بود.

۲-۳- طراحی کنترل کننده مود لغزشی بهینه

تئوری کنترل مد لغزشی یکی از روش‌های کنترل غیرخطی و مقاوم برای کنترل سیستم‌های نامعین است که میتواند همگرایی زمان محدود را تضمین کند. در این بخش کنترل مود لغزشی بهینه برای سیستم مورد نظر معرفی می‌شود. حداقل کردن سیگنال کنترل و خطای ردگیری، از اهداف بسیار مهم در سیستم‌های کنترل است که باید مورد توجه قرار گیرد. در این کنترل کننده با استفاده از الگوریتم ژنتیک، پارامترهای سیستم کنترلی برای بهبود عملکرد بهینه می‌شوند. سیستم تک ورودی-تک خروجی (SISO) معادله ۱۸ در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, t) + g(x, t)u \\ y &= h(x, t) \end{aligned} \quad (18)$$

در معادله ۱۸، y و u ، به ترتیب، متغیر خروجی و متغیر ورودی و $x \in R^n$ بردار حالت را نشان می‌دهند. هدف کنترل، ردیابی سیگنال خروجی مطلوب y_d است. به عبارت دیگر، بعد از مدت کوتاهی باید خطای $e = y - y_d$ به مجاورت بسیار نزدیک صفر میل کند. کنترل مد لغزشی دوبخش دارد و طراحی آن در دو گام زیر انجام می‌شود:

- طراحی سطح لغزش
- طراحی ورودی کنترل

مرحله اول معادل با تعریف یک تابع اسکالر برحسب حالت سیستم است:

$$S(X) = R^n \rightarrow R \quad (19)$$

اغلب، سطح لغزش به خطای ردیابی y و تعداد مشخصی از مشتق‌های آن بستگی دارد:

$$S = S(e, \dot{e}, \dots, e^{(k)}) \quad (20)$$

تابع S را باید به گونه‌ای انتخاب کرد که صفر شدن آن ($S = 0$) به یک معادله دیفرانسیل پایدار منجر شود که در این صورت، هر جواب $ey(t)$ در نهایت به صفر میل خواهد کرد. رایج‌ترین انتخاب برای انتخاب سطح لغزش یک ترکیب خطی به صورت معادله ۲۱ است.

$$\begin{aligned} S &= \dot{e} + c_0 e \\ S &= \ddot{e} + c_1 \dot{e} + c_0 e \\ S &= e^{(k)} + \sum_{i=0}^{k-1} c_i e^{(i)} \end{aligned} \quad (21)$$

تعداد مشتق‌های موجود بستگی به درجه سیستم دارد.

با انتخاب صحیح ضرایب c_i ، اگر متغیر S به صفر میل کند، خطا و مشتق‌های آن به صورت نمایی به صفر میل خواهند کرد. اگر چنین شرایطی برقرار باشد، آنگاه وظیفه کنترل صفر کردن S در زمان محدود بدون توجه به هر جنبه دیگری است. از دیدگاه

هندسی، معادله $S = 0$ سطحی را در فضای خطا تعریف می کند که «سطح لغزش» نامیده می شود. مسیرهای سیستم تحت کنترل باید به سطح لغزش بروند که در آن، مشخصات طراحی لحاظ شده است. یک فرم سطح لغزش به صورت معادله ۲۲ است که تنها به پارامتر نرده ای p بستگی دارد:

$$\dot{S} = (d/dt + p)^{(k)} e \quad (22)$$

انتخاب پارامتر مثبت p اغلب دلخواه است و قطب یکنای «دینامیک کاهش یافته» سیستم در حال لغزش را بیان می کند. در طرف مقابل، پارامتر صحیح k باید برابر با $r - 1$ باشد، که r درجه نسبی بین y و u است. این بدین معنی است که درجه نسبی متغیر σ برابر با یک است.

گام بعدی (گام دوم) یافتن یک ورودی کنترلی است که مسیرهای سیستم را به خمینه لغزش ببرد؛ به عبارت دیگر، کنترل قادر است متغیر σ را در زمان محدود به صفر میل دهد. بنابراین با مساوی صفر قرار دادن مشتق سطح لغزش ورودی معادل بر اساس دینامیک سیستم به دست می آید.

با استفاده از ورودی معادل به دست آمده و اضافه کردن یک تابع بر حسب سطح لغزش ورودی کنترلی محاسبه می گردد.

$$u = u_{eq} + K \text{sign}(S) \quad (23)$$

$$u = u_{eq} + K \text{sat}(S) \quad (24)$$

در رابطه های ۲۳ و ۲۴، ثابت K بر اساس عدم قطعیت های سیستم و به کمک رابطه ۲۵ تعیین می شود. در این مقاله از ورودی کنترلی با تابع اشباع (رابطه ۲۴) استفاده می شود.

$$K = F + \eta \quad (25)$$

η یک عدد ثابت مثبت اختیاری است به نحوی که شرط رسیدن به سطح لغزش را طبق معادله های ۲۵ و ۲۶ ارضا می کند.

$$\frac{1}{2} \frac{d}{dt} S^2 = S \dot{S} \leq \eta |S| \quad (26)$$

مقدار η باید به اندازه کافی بزرگ انتخاب شود تا زمان رسیدن به سطح لغزش $t_{reach} \leq \frac{S(t=0)}{\eta}$ منطقی باشد. از طرف دیگر به دلیل تأثیر این ثابت در بزرگی دامنه لرزش، این عدد نباید بیش از حد بزرگ انتخاب شود. در واقع برای تعیین مقدار مناسب η ناگزیر از مصالحه بین زمان رسیدن و دامنه لرزش هستیم. مقدار F نیز به گونه ای انتخاب می شود که با حضور نامعینی ها، شرط رابطه ۲۷ همواره برقرار باشد.

$$|f - \hat{f}| \leq F \quad (27)$$

بدین منظور ابتدا مقدار F و به تبع آن، K را برای هر یک از نامعینی های سیستم به صورت مجزا محاسبه می کنیم. سپس از نتایج به دست آمده، برای تعیین مقدار K با حضور همه عدم قطعیت ها استفاده می نمایم.

۳-۳- بهینه سازی الگوریتم ژنتیک

نحوه عملکرد الگوریتم ژنتیک روش کار الگوریتم ژنتیک به طور فرینده ای ساده، قابل درک و به طور قابل ملاحظه ای روشی است که ما معتقدیم حیوانات آنگونه تکامل یافته اند. هر فرمولی که از طرح داده شده بالا تبعیت کند فردی از جمعیت فرمول های ممکن تلقی می شود. الگوریتم ژنتیک در انسان متغیرهایی که هر فرمول داده شده را مشخص می کنند به عنوان یکسری از اعداد نشان داده شده اند که معادل DNA آن فرد را تشکیل می دهند. موتور الگوریتم ژنتیک یک جمعیت اولیه این گونه است که هر فرد در برابر مجموعه ای از داده ها مورد آزمایش قرار می گیرد و مناسبترین آن ها باقی می ماند؛ بقیه کنار گذاشته می شوند. مناسبترین افراد با هم جفتگیری (جابجایی عناصر تغییر تصادفی عناصر DNA) کرده و مشاهده می شود که با گذشت از میان تعداد زیادی از نسل ها، الگوریتم ژنتیک به سمت ایجاد فرمول هایی که دقیقتر هستند، میل می کنند. در فرمول نهایی برای کاربر انسانی قابل مشاهده خواهد بوده و برای ارائه سطح اطمینان نتایج می توان تکنیک های آماری متعارف را بر روی این فرمول ها اعمال کرد که

در نتیجه جمعیت را کلاً قویتر می‌سازند. الگوریتم ژنتیک در مدل سازی مختصراً گفته می‌شود که الگوریتم ژنتیک یک تکنیک برنامه‌نویسی است که از تکامل ژنتیکی به عنوان یک الگوی حل مسئله استفاده می‌کند. مسئله‌ای که باید حل شود دارای ورودی‌هایی می‌باشد که طی یک فرایند الگو برداری شده از تکامل ژنتیکی به راه حل‌ها تبدیل سپس راه حل‌ها به عنوان کاندید توسط تابع ارزیاب (fitness function) مورد ارزیابی قرار گرفته و چنانچه شرط خروج مسئله فراهم باشد الگوریتم خاتمه می‌یابد. در هر نسل، مناسبترین‌ها انتخاب می‌شوند نه بهترین‌ها. یک راه‌حل برای مسئله مورد نظر، با یک لیست از پارامترها نشان داده می‌شود که به آن‌ها کروموزوم یا ژنوم می‌گویند. کروموزوم‌ها عموماً به صورت یک رشته ساده از داده‌ها نمایش داده می‌شوند، البته انواع ساختمان داده‌های دیگر هم می‌توانند مورد استفاده قرار گیرند. در ابتدا چندین مشخصه به صورت تصادفی برای ایجاد نسل اول تولید می‌شوند. در طول هر نسل، هر مشخصه ارزیابی می‌شود و ارزش تناسب (fitness) توسط تابع تناسب اندازه‌گیری می‌شود. گام بعدی ایجاد دومین نسل از جامعه است که بر پایه فرایندهای انتخاب، تولید از روی مشخصه‌های انتخاب شده با عملگرهای ژنتیکی است: اتصال کروموزوم‌ها به سر یکدیگر و تغییر برای هر فرد، یک جفت والد انتخاب می‌شود. انتخاب‌ها به گونه‌ای اند که مناسبترین عناصر انتخاب شوند تا حتی ضعیفترین عناصر هم شانس انتخاب داشته باشند تا از نزدیک شدن به جواب محلی جلوگیری شود. معمولاً الگوریتم‌های ژنتیک یک عدد احتمال اتصال دارد که بین ۰.۰۶ و ۱ است که احتمال به وجود آمدن فرزند را نشان می‌دهد. ارگانیسم‌ها با این احتمال دوباره با هم ترکیب می‌شوند. اتصال ۲ کروموزوم فرزند ایجاد می‌کند، که به نسل بعدی اضافه می‌شوند. این کارها انجام می‌شوند تا این که کاندیدهای مناسبی برای جواب، در نسل بعدی پیدا شوند. مرحله بعدی تغییر دادن فرزندان جدید است. الگوریتم‌های ژنتیک یک احتمال تغییر کوچک و ثابت دارند که معمولاً درجه‌ای در حدود ۰.۰۱ یا کمتر دارد. بر اساس این احتمال، کروموزوم‌های فرزند به طور تصادفی تغییر می‌کنند یا جهش می‌یابند، مخصوصاً با جهش بیت‌ها در کروموزوم ساختمان داده‌مان. این فرایند باعث به وجود آمدن نسل جدیدی از کروموزوم‌هایی می‌شود، که با نسل قبلی متفاوت است. کل فرایند برای نسل بعدی هم تکرار می‌شود، جفت‌ها برای ترکیب انتخاب می‌شوند، جمعیت نسل سوم به وجود می‌آیند و ... این فرایند تکرار می‌شود تا این که به آخرین مرحله برسیم. شرایط خاتمه الگوریتم‌های ژنتیک عبارتند از:

الف: به تعداد ثابتی از نسل‌ها برسیم. ب: بودجه اختصاص داده شده تمام شود (زمان محاسبه/پول). پ: یک فرد (فرزند تولید شده) پیدا شود که مینیمم (کمترین) ملاک را برآورده کند. ت: بیشترین درجه برازش فرزندان حاصل شود یا دیگر نتایج بهتری حاصل نشود. ج: بازرسی دستی.

الگوریتم ۱- بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

۱	شروع
۲	انتخاب جمعیت اولیه
۳	تکرار
۴	محاسبه تابع هدف برای بخش معینی از جمعیت
۵	انتخاب بهترین جفت برای تولید مثل
۶	انجام عملیات crossover
۷	انجام عملیات جهش ^۱
۸	تکرار تا رسیدن به شرط توقف
۹	پایان

^۱ Crossover

۳-۴- بهینه‌سازی کنترل کننده مود لغزشی

پارامترهای کنترلی معرفی شده در بخش قبل، یعنی η, c به طور معمول با آزمون خطا تنظیم می‌گردد. کنترل کننده ارائه شده در این بخش به این گونه است که با استفاده از الگوریتم ژنتیک پارامترهای کنترلی را با در نظر گرفتن تابع هزینه مناسب تنظیم می‌کند. بنابراین مقادیر بهینه پارامترهای کنترل کننده مود لغزشی که از حل مسئله بهینه‌سازی پارامترهای این کنترل کننده به دست آمده را می‌توان در شبیه‌سازی‌های آتی مورد استفاده قرار داد. برای این مساله، یک تابع هزینه به صورت (۲۸) در نظر گرفته شده است.

$$J(x) = v_n^2 + (t_{final} - 10)^2 \quad (28)$$

تابع هزینه معادله (۲۸) از دو قسمت تشکیل شده است. قسمت اول، توان دوم مولفه عمودی سرعت نسبی است تا دقت برخورد بیشتر شود و موشک به اهداف اصابت کند. این قسمت باعث می‌شود تا موشک سریع‌تر در مسیر اصلی خود قرار گیرد. همانطور که در قسمت طراحی کنترلر ذکر شد، هدف اصلی طراحی کنترلر صفر شدن مولفه عمودی سرعت نسبی است. قسمت دوم تابع هزینه نیز کمک می‌نماید تا در زمان حدود ۱۰ ثانیه برخورد موشک و جسم هدف صورت گیرد. این زمان یک زمان منطقی در برخورد دو جسم است و شبیه‌سازی را واقعی‌تر می‌کند.

۳-۵- اثبات پایداری به روش لیپانوف

برای اثبات پایداری کنترل مود لغزشی بهینه، سیستم هدایت و کنترل یکپارچه را بصورت رابطه ۲۹ در نظر گرفته می‌شود.

$$\ddot{x} = f + g \cdot u \quad (29)$$

$$y = x$$

خطای تعقیب را به صورت $e = x_d - x$ تعریف می‌کنیم. تابع لیپانوف بصورت رابطه ۳۰ در نظر گرفته می‌شود.

$$V = \frac{1}{2} s^2 \quad (30)$$

که s سطح لغزش بصورت ۳۱ است.

$$s = e + \lambda \dot{e} \quad (31)$$

در ادامه از تابع لیپانوف مطابق رابطه ۳۲ مشتق گرفته می‌شود.

$$\dot{V} = s \dot{s} = s(\dot{e} + \lambda \ddot{e}) = s(\dot{e} + \lambda(\ddot{x}_d - \ddot{x})) \quad (32)$$

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

مقدار u بصورت رابطه ۳۳ تعریف می‌شود.

$$u = (\lambda g)^{-1}(\dot{e} + \lambda \ddot{x}_d - \lambda f + Ks + K \operatorname{sign}(s)) \quad (33)$$

با قرار دادن مقدار u در مشتق تابع لیپانوف، رابطه ۳۴ بدست می‌آید.

$$\dot{V} = s(-Ks - K \operatorname{sign}(s)) \quad (34)$$

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

۴- شبیه‌سازی‌ها و نتایج

پس از تکمیل طراحی کنترل کننده‌های استفاده شده، در این بخش به بررسی عملکرد کنترل کننده‌های 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 این که 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 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 ۱- پارامترهای موشک [۲۱]

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

جدول ۲- ضرایب آیرودینامیکی [۲۱]

پارامتر	اندازه	واحد
S	0.7854	m^2
C_{N_a}	0.11	-
C_{M_a}	-0.01	-
C_{M_δ}	-0.015	-
C_{M_q}	-0.001	-

جدول ۳- پارامترهای دینامیکی فرمان کنترلی [۲۱]

پارامتر	اندازه	واحد
δ_{max}	± 40	deg

جدول ۴- شرایط اولیه موشک [۲۱]

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 ۵- پارامترهای هدف [۲۱]

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

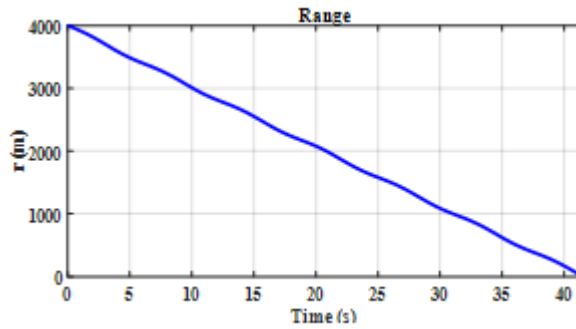
۴-۱- شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده PID

در این قسمت عملکرد کنترل کننده PID که پارامترهای آن‌ها توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول ۶ تنظیم شده‌اند، بررسی می‌شوند.

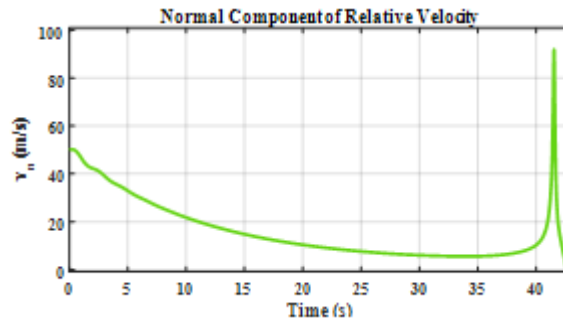
جدول ۶- پارامترهای کنترل کننده PID

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

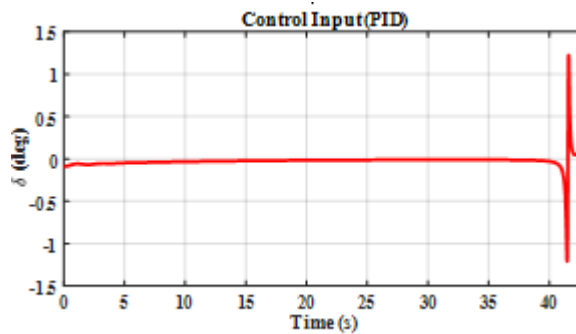
نتایج شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده PID در شکل ۵ الی ۸ نشان داده شده است.



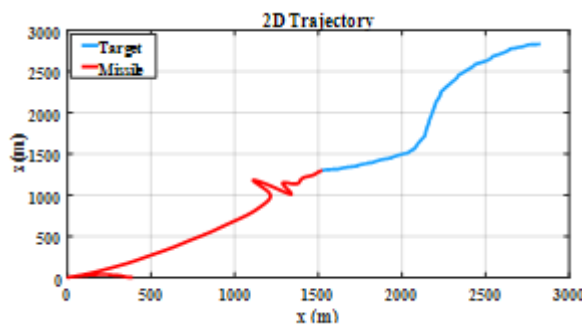
شکل ۵- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده PID



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



شکل ۷- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده PID

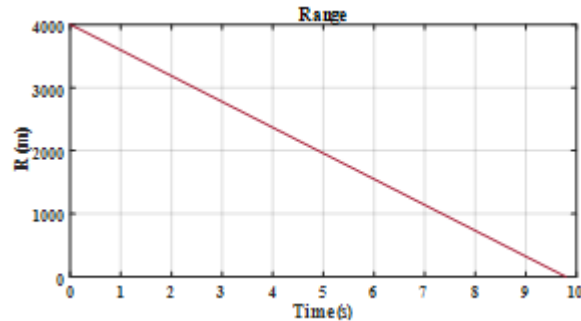


شکل ۸- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده PID

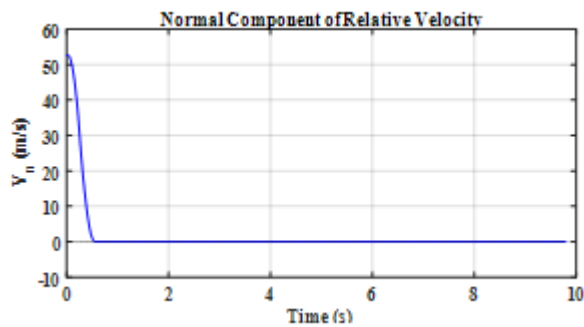
نمودارهای شکل های ۵ و ۶ نشان می دهد که در زمانی حدود ۴۵ ثانیه، سرعت نسبی موشک و هدف به صفر می رسد. همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی بیشتر از ۴۰ ثانیه به صفر می رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۷ موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۸ در ابتدای حرکت مانوری انجام ندهد و در انتهای حرکت به سمت هدف مانورهای شدیدی را برای برخورد به هدف انجام دهد. در کل می توان گفت عملکرد کنترل کننده PID متوسط ارزیابی می شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده زیاد است و مناسب برای پدافندهای هوایی نیست.

۲-۴- شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده مودلغزشی بهینه

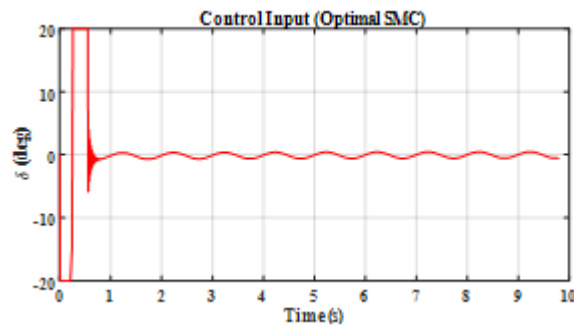
در این بخش نتایج پیاده‌سازی الگوریتم کنترلی مودلغزشی بهینه مورد بحث قرار می‌گیرد. همان طور که ذکر گردید بعد از پیاده‌سازی اولیه کنترل کننده مودلغزشی بر روی سیستم، پارامترهای کنترلی (ضریب سطح لغزش و ضریب ورودی کنترلی) با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی جهت دریافت رفتار مناسب سیستم، بهینه می‌گردد. برای این منظور، الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک با تعداد نسل ۶۰ مورد استفاده قرار می‌گیرد. شکل‌های ۹ الی ۱۲ نشان دهنده عملکرد کنترل کننده مودلغزشی بهینه می‌باشند.



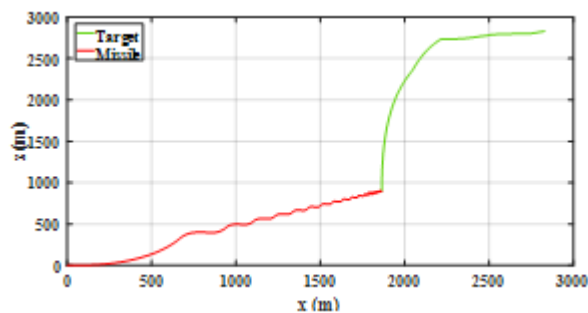
شکل ۹- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده مودلغزشی بهینه



شکل ۱۰- سرعت نسبی موشک و هدف- کنترل کننده مودلغزشی بهینه



شکل ۱۱- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده مودلغزشی بهینه



شکل ۱۲- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده مودلغزشی بهینه

نمودارهای شکل های ۹ و ۱۰ نشان می دهد که در زمانی حدود ۱۰ ثانیه، سرعت نسبی موشک و هدف به صفر می رسد. همچنین فاصله نسبی موشک و هدف در زمانی کمتر از ۱ ثانیه به صفر می رسد. ورودی کنترلی در نمودار شکل ۱۱ دارای تغییرات مناسبی است، و موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل ۱۲ در ابتدای حرکت مانورهای انجام دهد و در ادامه بر روی هدف قفل کرده و به سمت آن حرکت می کند و در ارتفاع و برد مناسبی به هدف برخورد می کند. در کل می توان گفت عملکرد کنترل کننده مودلغزشی بهینه خوب ارزیابی می شود، چرا که زمان پرواز و ارتفاع و برد در این کنترل کننده کم است و مناسب برای پدافندهای هوایی است. نکته قابل توجه این است که به دلیل استفاده از تابع اشباع به جای تابع علامت در محاسبه ورودی کنترلی، پدیده چترینگ از ورودی های کنترلی حذف شده که این امر ایجاد ورودی مربوطه توسط عملگرها را راحت تر می کند.

۵- نتیجه گیری

در این مقاله، هدایت و کنترل یک موشک تعقیب کننده زمین به هوا با استفاده از کنترل مد لغزشی بهینه برای مدل یکپارچه موشک هدف مدل دوی بعدی 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 کننده های 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 مودلغزشی بهینه با استفاده از الگوریتم بهینه سازی ژنتیک انجام شد و برای حذف پدیده چترینگ تابع اشباع جایگزین تابع علامت در ورودی کنترلی شد.

باتوجه به شبیه سازی های انجام شده می توان گفت زمان برخورد موشک و هدف حدود ۱۰ ثانیه و صفر شدن سرعت نسبی موشک و هدف حدود ۱ ثانیه است که زمان خوبی برای موشک های پدافندهای هوایی است، قانون کنترلی نیز کاملاً در محدوده مناسبی اعمال شده است. این قانون کنترلی باعث مانور موشک در اوایل مسیر شده و با توجه به ردیابی انجام شده و قفل شدن روی هدف، بصورت مستقیم به سمت هدف حرکت کنن در مجموع عملکرد کنترل کننده شبکه عصبی یادگیری عمیق تطبیقی مطلوب ارزیابی شد. مسیر حرکت موشک و هدف نیز نشان دهنده برخورد موشک و هدف در ارتفاع مناسب تری در مقایسه با کنترل کننده PID، 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 پیش بینی انجام دهد، در فاصله و ارتفاع مناسبی که خطا کمترین مقدار باشد، مورد اصابت قرار گیرد. در پژوهش های آتی، استفاده از مدل هدایت و کنترل یکپارچه در سه بعد با در نظر گرفتن ۶ درجه آزادی که بسیار به واقعیت نزدیک تر است، پیشنهاد می شود.

۶- فهرست علائم

علائم انگلیسی

r	بردار موقعیت
a	بردار شتاب
A	منطقه مرجع آیرودینامیک
Ω	بردار نرخ خط دید
XY	مختصات اینرسی
$\hat{r}\hat{n}\hat{\omega}$	مختصات خط دید
xyz	مختصات بدنه
x	بردار حالت
δ	بردار ورودی کنترلی
d	بردار اغتشاش
F	نیروی آیرودینامیکی
M	گشتاور وارد بر بدنه
m	جرم
\bar{q}	فشار دینامیکی

l	طول مرجع آیرودینامیک
α	زاویه حمله
q	نرخ زاویه فراز
θ	زاویه فراز
λ	زاویه خط دید
U	محور اولیه متصل به بدنه
γ_M	زاویه مسیر پرواز

زیر نویس

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

۷ - مراجع

1. P. Zarchan, Tactical and strategic missile guidance. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012.
2. N. F. Palumbo, R. A. Blauwkamp, and J. M. Lloyd, "Basic principles of homing guidance," Johns Hopkins APL Technical Digest, vol. 29, no. 1, pp. 25-41, 2010.
3. C.-F. Lin, J. Bibel, E. Ohlmeyer, and S. Malyevac, "Optimal design of integrated missile guidance and control," in AIAA and SAE, 1998 World Aviation Conference, 2007, p. 5519.
4. J. R. Cloutier, C. N. D'Souza, and C. P. Mracek, "Nonlinear regulation and nonlinear H_∞ control via the state-dependent Riccati equation technique: Part 1, theory," in Proceedings of the international conference on nonlinear problems in aviation and aerospace, 1996: Embry Riddle University, pp. 117-131.
5. J. R. Cloutier, "Adaptive matched augmented proportional navigation," ed: Google Patents, 2001.
6. 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.
7. P. Menon and E. J. Ohlmeyer, "Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems," Control Engineering Practice, vol. 9, no. 10, pp. 1095-1106, 2001.
8. 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, vol. 1: IEEE, pp. 243-248.
9. P. Menon, G. Sweriduk, E. J. Ohlmeyer, and D. Malyevac, "Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads," Journal of Guidance, control, and Dynamics, vol. 27, no. 1, pp. 118-126, 2004.
10. P. Menon, S. Vaddi, and E. Ohlmeyer, "Finite-horizon robust integrated guidance-control of a moving-mass actuated kinetic warhead," in AIAA guidance, navigation, and control conference and exhibit, 2006, p. 6787.
11. 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: IEEE, pp. 4911-4915.
12. N. Harl, S. Balakrishnan, and C. Phillips, "Sliding mode integrated missile guidance and control," in AIAA guidance, navigation, and control conference, 2010, p. 7741.
13. N. Harl and S. Balakrishnan, "Reentry terminal guidance through sliding mode control," Journal of guidance, control, and dynamics, vol. 33, no. 1, pp. 186-199, 2010.
14. X. H. Wang, C. P. Tan, and L. P. Cheng, "Impact time and angle constrained integrated guidance and with application to salvo attack," Asian Journal of Control, vol. 22, no. 3, pp. 1211-1220, 2020
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, P. Li, and L. Geng, "Adaptive Integrated Guidance and Control Design for a Missile With Input Constraints," IFAC Proceedings Volumes, vol. 46, no. 20, pp. 206-211, 2013.
17. M. Cross, Missile Interceptor Integrated Guidance and Control: Single-Loop Higher-Order Sliding Mode Approach. The University of Alabama in Huntsville, 2020.

18. 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, no. 9, pp. 1655-1670, 2018.
19. M. Ma, K. Zhao, and S. Song, "Adaptive sliding mode guidance law with prescribed performance for intercepting maneuvering target," Int. J. Innov. Comput., Inform. Control, vol. 16, no. 2, pp. 631-648, 2020.
20. H. Mingzhe and D. Guangren, "Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets," Chinese Journal of aeronautics, vol. 21, no. 2, pp. 162-168, 2008.
21. M. A. Cross and Y. B. Shtessel, "Single-loop integrated guidance and control using high-order sliding-mode control," in Variable-Structure Systems and Sliding-Mode Control: Springer, 2020, pp. 433-462.