



هدایت و کنترل موشک زمین به هوا با در نظر گرفتن تاخیر در فرامین کنترلی

محمد مهدی سوری^{۱*}، کاظم ایمانی^۲

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

۲- استادیار، دانشکده مهندسی و پرواز، دانشگاه افسری امام علی (ع)

*mmsoorimech@yahoo.com

ارسال: مهر ماه ۱۴۰۲ پذیرش: مهر ماه ۱۴۰۲

چکیده

موشک‌های آشیانه یابی که مورد استفاده پدافندهای هوایی قرار می‌گیرند، معمولاً دچار مشکلاتی در رهگیری هدف‌اند. این مشکلات معمولاً به چند عامل مانند محدودیت سرعت و شتاب موشک و سرعت بیشتر هدف و از جمله تاخیر در فرامین کنترلی در عملگر بستگی دارد. سیستم دینامیکی تمام موشک‌ها دارای تاخیر زمانی هستند. تاخیر زمانی اثر بسیار مهمی در پاسخ دینامیکی سیستم هدایت موشک دارد. همچنین فرامین کنترلی لحظه‌ای در هدایت موشک دارای تاخیر زمانی نیز است. تاخیر فرامین کنترلی باعث ایجاد فاصله از دست دهی می‌شود و بایستی با استفاده از جبران‌سازها تاخیر فرامین کنترلی را جبران کرده و فاصله ازدست دهی را به حداقل مقدار ممکن برسانیم. در این مقاله ابتدا معادلات درگیری موشک هدف بادر نظر گرفتن تاخیر در فرامین کنترلی در مختصات سه بعدی بدست آورده شده سپس به طراحی کنترل کننده برای هدایت موشک پرداخته شده است. یکی از بهترین کنترل کننده‌ها برای هدایت موشک و تعقیب آن به سوی هدف، کنترل کننده مودل‌گزشی است. با توجه به شبیه سازی‌ها نشان داده شد با تغییر در ضرایب جبران‌ساز فاصله از دست دهی ایجاد شده در اثر تاخیر را جبران شد.

واژگان کلیدی: موشک، هدف، هدایت، تاخیر، فاصله از دست دهی.

۱- مقدمه

مورد هدف قرار دادن اهداف متحرک در پدافندهای هوایی یکی از چالش برانگیزترین و مهمترین مسائل برای موشک‌ها است. کنترل مد لغزشی به دلیل مقاوم بودن در حضور عدم قطعیت‌های ساختاری و مدل نشده، یکی از موفق‌آمیزترین کنترلرها در سیستم‌های غیر خطی از جمله موشک‌ها بوده است. در پژوهش‌های پیشین، مطالعات زیادی در رابطه با کنترل موشک‌ها با استفاده از مد لغزشی صورت گرفته است که در مطالعه چن و همکاران [۱]، همکاری چندین موشک برای مورد هدف قرار دادن اهداف متحرک مورد مطالعه قرار داده‌اند که این هدف‌ها دارای سرعت‌های زیادند. در این مطالعه سعی شده است، فاصله ازدست دهی، زمان برخورد و زاویه‌ی برخورد همزمان کنترل شوند. در این کار فرمان کنترلی یا همان سیگنال کنترلی از جنس شتاب جانبی می‌باشد و سطح لغزش بر حسب متغیرهای حالت تعریف شده است. از نقاط قوت این کار می‌توان به حل تحلیلی تمام معادلات مرتبه‌ی یک کویل شده سیستم و همچنین تخمین نزدن پارامتر $time_to_go$ (مدت زمانی که طول میکشد موشک به هدف برخورد کند) اشاره نمود اما در معادلات سیستم نیروهای آیرودینامیکی لحاظ نشده‌اند تا سناریو به واقعیت و عمل نزدیک‌تر باشد. در مطالعه پوری و ایلیا [۲]، از کنترل مد لغزشی نرم مرتبه دو استفاده کرده‌اند که در مقابل عدم قطعیت‌هایی چون اغتشاش، عملکرد

نرمی داشته باشد که با این کار سعی شده است که هدف‌های شتاب پذیر و تهاجمی از جمله موشک‌های بالستیک را مورد اصابت قرار دهد. از مزایای این کار می‌توان به دقت تعقیب کننده کنترلر در حضور عدم قطعیت‌ها اشاره کرد. همچنین برای حذف اغتشاش یا کاهش آن، مشاهده‌گر پیشنهاد شده است که با این روش سطوح لغزش σ و $\dot{\sigma}$ به نرمی و در مدت زمان کوتاهی به سمت صفر میل می‌کنند و تابع لیاپانوف استفاده شده پایدار مجانبی می‌باشد که با نرم کار کردن ورودی کنترلی مقاومت کنترلر افزایش یافته و به هدف با دقت بیشتری برخورد می‌کند. تمام این کار فرض شده است که در خلا صورت گرفته و نیروهای درگ و لیفت در سیستم در نظر گرفته نشده‌اند و برای حذف کردن پدیده چترینگ ترم ناپیوسته sign در معادلات استفاده شده است که بهتر بود به جای تابع علامت از توابع پیوسته‌ای مثل تابع \tanh یا sat استفاده کرد تا دامنه چترینگ کاهش یابد و سیگنال کنترلی نرم تر کار کرده و عملکرد بهتری داشته باشد. در تحقیقی دیگر کوئینگ لی و تئو هان [۳]، دو قانون سطح لغزش را برای زمان برخورد موشک برای اهداف مانور پذیر و غیر مانور پذیر پیشنهاد داده‌اند که مدل حرکت هدف هارمونیک است. کاهش دادن پدیده چترینگ در سیستم کنترلی با بهره‌گیری از تابع اشباع از نقاط قوت این کار می‌باشد همچنین زاویه‌ی خط دید تابع چند جمله‌ای از درجه سه بر حسب زمان فرض شده است و با این کار توانسته است که خطای برخورد را کاهش دهد. فقط قیدهای نهایی در نظر گرفته شده به عبارت دیگر پارامترهایی مانند جرم موشک، چگالی هوا، نیروهای آیرودینامیکی و ترچکتوری موشک در حین حرکت به طرف موشک بحث نشده است. ناسان و بالا کریشنان [۴] یک قانون هدایت برای جنگ مدرن مورد مطالعه قرار داده‌اند که چطور ناو جنگی را با حمله چندین موشک به طور همزمان مورد هدف قرار داد. هدف این پژوهش کنترل زمان برخورد و زاویه‌ی موشک با سطح لغزش مرتبه دو می‌باشد. در این مطالعه بیش تر اهمیت هندسی سناریو و استخراج معادلات با توجه به شکل گیری هدف و موشک به دست آمده است که سطح لغزش و مشتق آن به صفر همگرا می‌شوند و تابع لیاپانوف پایدار مجانبی است. همچنین سعی شده است زاویه خط دید نرمالایز و بهینه شده باشد تا با تغییرات خط دید عمل تعقیب در کمترین زمان انجام گرفته شده شکل بگیرد. در این مطالعه برای حذف پدیده چترینگ تابع \tanh به جای ترم ناپیوسته sign استفاده شده است یعنی سیستم از حالت on-off خارج شده و به صورت نرم و پیوسته کار می‌کند همچنین فرض شده است که زاویه‌ی سر جنگی موشک کوچک نیست و خطی سازی معادلات در سیستم صورت نگرفته شده است. از معایب این مقاله عدم دخالت دادن ترم‌های آیرودینامیک در سیستم می‌باشد و علاوه بر آن سرعت موشک نسبت به هدف خیلی زیاد است. ژائو و شنگ [۵]، روی قانون هدایت نوین برای زمان برخورد و زاویه‌ی برخورد موشک نقطه زن پیاده سازی کرده‌اند که مسئله را در دو سناریوی متفاوت مورد مطالعه قرار داده‌اند یکی برای هدف ساکن می‌باشد و این الگوریتم برای هدف شتابدار گسترش داده شده است. علاوه بر کنترل کردن سیستم با قید نهایی سعی شده است که موشک روی مسیری که از قبل تعیین شده است حرکت کند. چند جمله‌ای که برای مسیر موشک محاسبه شده است از درجه‌ی دو می‌باشد که دو تا از ضرایب آن نامشخص است. این ضرایب برای قیدهای نهایی زمان برخورد و زاویه‌ی برخورد قرار داده شده‌اند تا خطای برخورد به هدف را به کمترین مقدار خود برسانند. تمام معادلات استخراج شده فرض شده است که تغییرات آن بر حسب مکان (x) است. یکی از معایب این کار، اگر از دید ریاضی نگاه کنیم فرض شده است که $\theta \approx \tan \theta$ است در حالی که کلاهیک جنگی موشک زوایای بزرگتر را نیز شامل می‌شود همچنین نیروهای لیفت، درگ، چگالی هوا و جرم موشک در معادلات حرکت مربوط به موشک لحاظ نشده‌اند و فرض شده است که موشک در خلا حرکت می‌کند. از مزایای این کار حل تحلیلی تغییر ارتفاع موشک (y) و به نوعی می‌توان گفت زاویه کلاهیک موشک می‌باشد. اگر چه این مقاله بیشتر روی مسیر موشک متمرکز شده است اما انتگرال گیری روی منحنی به صورت تخمینی انجام گرفته شده است. ژائو و همکاران [۶]، روی هدف قرار دادن موشک‌های دفاعی یک سیستم ناو جنگی یا کشتی را مورد بحث و مطالعه قرار داده‌اند که سیستم کنترلی موشک از مد لغزشی متغیر با زمان بهره گرفته است. سعی شده است معادلات دیفرانسیل کوپل شده مرتبه اول موشک به صورت تحلیلی حل شوند که به صورت چشمگیری این مسئله حافظ اهمیت می‌باشد؛ از جمله به دست آوردن زاویه کلاهیک موشک، تغییر ارتفاع عمودی موشک، ترم‌های متغیر سطح لغزش بر حسب مکان. ورودی این کنترلر از جنس شتاب است که با توجه به قید نهایی، به طرف هدف مانور پذیر شلیک می‌شود و کنترل می‌شود البته علی رغم

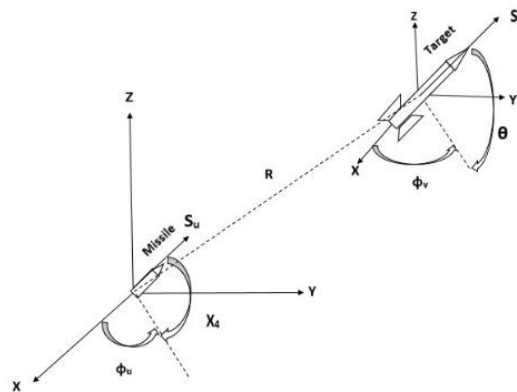
کنترل پارامترهای قبل که بحث شد زاویه برخورد طوری کنترل شده است که موشک بتواند با هر زاویه‌ای هدف را از کار بیندازد. پارامترهای نادیده شده در این مطالعه عدم وجود نیروهای آیرودینامیک و عدم قطعیتی چون وزش باد در مسیر حرکت موشک است، همچنین ترم زمان با حل عددی صورت گرفته شده است. شنگ و ژائو [۷]، روی کنترل زاویه برخورد کلاهیک موشک در حضور نیروهای آیرودینامیکی از جمله لیفت و درگ مورد بحث قرار داده‌اند که سیستم کنترل موشک از قانون هدایت قید نهایی بهره می‌برد تا اهداف را مورد هدف قرار دهد. معادلات دیفرانسیل کوپل شده سیستم به صورت عددی حل شده و باموفقیت به هدف برخورد کرده است.

در این مقاله طراحی کنترل کننده مودلغزشی برای مدل سه بعدی پیشنهاد شده است. در طراحی کنترل کننده‌ها، ابتدا مدل‌سازی سه بعدی معادلات موشک و هدف انجام می‌شود، سپس طراحی کنترل کننده مودلغزشی انجام می‌شوند. با توجه به شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که استفاده از این کنترل کننده، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف را کاهش داد.

۲- مدل‌سازی ریاضی

معادلات حاکم بر حرکت دو بعدی موشک، با توجه به شکل ۱ با در نظر گرفتن تأخیر بصورت زیر ارائه می‌شود [۸-۹]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= v \\ \dot{v} &= a_{mn} \\ \tau \dot{a}_{mn} &= -a_{mn} + u_c \end{aligned} \quad (1)$$



شکل ۱- مدل سه بعدی موشک هدف

پارامترهای موجود در معادلات به صورت زیر تعریف می‌شوند:

R: برد موشک

S_u: سرعت موشک

S_v: سرعت هدف

θ: زاویه بین هدف و محور افقی

u: نرخ چرخش یا سرعت زاویه‌ای خط دید موشک-هدف

x: فاصله نسبی موشک-هدف در راستای عمود بر محور طولی (جانبی) یعنی راستای n

v: سرعت نسبی موشک-هدف در راستای عمود بر محور طولی یعنی V_{mn}-V_{Tn}

a_{mn}: شتاب موشک در راستای n

T: تأخیر زمانی موشک

u_c: قانون کنترلی یعنی شتاب جانبی موشک

متغیر حالت اول را برحسب مکان در نظر می‌گیریم.

$$\begin{aligned} x_1 &= x \\ v &= -S_u x_4^* \\ u_c &= S_u u \end{aligned} \quad (2)$$

که در آن x_4^* متمم زاویه x_4 است. با ترکیب معادلات ۱ و ۲ داریم:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= \dot{x} = v = -S_u x_4^* \\ \dot{v} &= -S_u \dot{x}_4^* = a_{mn} \\ \ddot{v} &= -S_u \ddot{x}_4^* = \dot{a}_{mn} \end{aligned} \quad (3)$$

بنابراین داریم:

$$\tau \ddot{v} = -S_u \tau \ddot{x}_4^* = \tau \dot{a}_{mn} = -a_{mn} + u_c = -\dot{v} + S_u u \quad (4)$$

و یا می توان نوشت:

$$\tau \ddot{v} = -\dot{v} + S_u u \quad (5)$$

با ترکیب معادلات ۴ و ۵ داریم:

$$\tau(-S_u \ddot{x}_4^*) = -(-S_u \dot{x}_4^*) + S_u u \quad (6)$$

$$\tau \ddot{x}_4^* + \dot{x}_4^* + u = 0 \quad (7)$$

با توجه به اینکه $x_4 + x_4^* = 90$ داریم: $\dot{x}_4^* = -\dot{x}_4$ و $\ddot{x}_4^* = -\ddot{x}_4$ در نتیجه معادله بصورت زیر می شود:

$$-\tau \ddot{x}_4 - \dot{x}_4 + u = 0 \quad (8)$$

متغیر حالت جدیدی بصورت زیر تعریف می کنیم:

$$x_5 = \dot{x}_4 \quad (9)$$

در نتیجه معادله ۸ بصورت زیر می شود:

$$\dot{x}_5 = \frac{1}{\tau} (-\dot{x}_4 + u) \quad (10)$$

$$\dot{x}_5 = \frac{1}{\tau} (-x_5 + u) \quad (11)$$

در نتیجه معادله نهایی سه بعدی درگیری موشک هدف با استفاده از شکل ۱ در فضای حالت بصورت معادله ۱۲ نتیجه می شود:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= S_v \cos \theta \cos \phi_v - S_u \cos x_4 \cos \phi_u \\ \dot{x}_2 &= S_v \cos \theta \sin \phi_v - S_u \cos x_4 \sin \phi_u \\ \dot{x}_3 &= S_v \sin \theta - S_u \sin x_4 \\ \dot{x}_4 &= x_5 \\ \dot{x}_5 &= \frac{1}{\tau} (-x_5 + u) \end{aligned} \quad (12)$$

۳- طراحی کنترل کننده

کنترل کننده مد لغزشی برای سیستم‌هایی که در آن‌ها اغتشاش و یا نامعینی در پارامترها وجود دارد استفاده می شود. وقتی موشک به سمت هدف پرتاب می شود در طول مسیر دو اتفاق می افتد که ما تقریباً هیچ شناختی از آن نداریم. یکی از این اتفاقات این است که این موشک در یک روز بارانی یا طوفانی به سمت هدف پرتاب شده بنابراین ممکن است از بیرون به موشک نیروی باد یا طوفان به آن وارد گردد که ما هیچ اطلاعاتی از مقدار این نیرو نداریم این نیرو همان اغتشاش است که از بیرون بر سیستم وارد می شود. موشک در حال پرواز سوخت آن در حال تمام شدن است و ایدآل آن است که وقتی موشک به هدف برخورد می کند سوخت آن به صفر برسد تا سوخت اضافی بر روی موشک حمل نگردد. بنابراین اگر جرم موشک در ابتدا m باشد بعد از برخورد باید صفر شود. در نتیجه در پارامترهای سیستم موشک در طی روند کار آن نامعینی وجود دارد که این همان نامعینی در پارامتر می باشد. بنابراین کنترلی که طراحی می کنیم اگر این دو پارامتر را در نظر نگیرد موشک به هدف برخورد نمی کند. در این نوع

مسائل کنترلرهای مقاومی همچون کنترل مد لغزشی مناسب می باشد. همچنین چون معادلات موشک غیر خطی است و عدم قطعیت در مدل ریاضی این نوع سیستم ها تاثیر منفی شدیدی دارد مد لغزشی بهترین روش کنترل در مقابل این عدم قطعیت ها و تغییرات سریع می باشد. به عبارت دیگر کنترل مد لغزشی (SMC) یک تکنیک کنترل غیر خطی است که دارای ویژگی قابل توجهی از جمله دقت، استحکام، تنظیم آسان و پیاده سازی است. پس از رسیدن به سطح لغزش، کنترل مد لغزشی حالت ها را در نزدیکی سطح لغزش نگه می دارد. از این رو کنترل مد لغزشی کنترلی دو بخشی است. بخش اول شامل طراحی یک سطح لغزش است به طوری که حرکت لغزشی مشخصات طراحی را برآورد کند. بخش دوم مربوط به انتخاب یک قانون کنترل است که باید سطح سوئیچینگ برای حالت های سیستم جذب کننده باشد. در این مقاله به طراحی کنترلر مود لغزشی برای مدل دوبعدی هدف ساکن و سه بعدی هدف متحرک پرداخته می شود.

۳-۱- طراحی کنترلر مود لغزشی برای مدل سه بعدی

برای طراحی کنترلر ابتدا باید خطا را برای متغیرهای حالت تعریف نماییم و از آنجا کسینوس متغیر حالت چهارم را بدست آوریم، برای متغیر حالت اول داریم:

$$\begin{aligned} e_1 &= x_1 - x_{1d} \\ \dot{e}_1 &= \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} \end{aligned} \quad (13)$$

باتوجه به معادلات حالت موشک در قسمت قبل داریم:

$$\dot{e}_1 = S_v \cos \theta \cos \phi_v - S_u \cos \phi_u \cos x_4 \quad (14)$$

ثابت های زیر را بصورت زیر فرض می کنیم:

$$\begin{aligned} C_0 &= S_v \cos \theta \cos \phi_v \\ C_1 &= S_u \cos \phi_u \end{aligned} \quad (15)$$

همچنین داریم:

$$-C_1 \cos x_4 = -C_0 + k_1 e_1 \quad (16)$$

باترکیب معادلات بالا داریم:

$$\dot{e}_1 = C_0 - C_0 + k_1 e_1 \quad (17)$$

درنتیجه خواهیم داشت:

$$\dot{e}_1 - k_1 e_1 = 0 \quad (18)$$

برای اینکه خطای معادله حالت اول به سمت صفر رود بایستی k_1 عددی منفی باشد. بنابراین کسینوس متغیر حالت چهارم در معادله حالت اول بصورت زیر محاسبه می شود.

$$\cos x_4 = \frac{1}{S_u \cos \phi_u} (S_v \cos \theta \cos \phi_v - k_1 e_1) \quad (19)$$

برای متغیر حالت دوم داریم:

$$\begin{aligned} e_2 &= x_2 - x_{2d} \\ \dot{e}_2 &= \dot{x}_2 - \dot{x}_{2d} \end{aligned} \quad (20)$$

باتوجه به معادلات حالت داریم:

$$\dot{e}_2 = S_v \cos \theta \sin \phi_v - S_u \sin \phi_u \cos x_4 \quad (21)$$

ثابت های زیر را بصورت زیر فرض می کنیم:

$$C_0 = S_v \cos \theta \cos \phi_v \quad (22)$$

همچنین داریم:

$$-C_1 \cos x_4 = -C_0 + k_2 e_2 \quad (23)$$

باترکیب معادلات بالا داریم:

$$\dot{e}_2 = C_0 - C_0 + k_2 e_2 \quad (24)$$

در نتیجه خواهیم داشت:

$$\dot{e}_2 - k_2 e_2 = 0 \quad (25)$$

برای اینکه خطای معادله حالت دوم به سمت صفر رود بایستی k_2 عددی منفی باشد. کسینوس متغیر حالت چهارم در معادله حالت دوم بصورت زیر محاسبه می شود.

$$\cos x_4 = \frac{1}{S_u \sin \phi_u} (S_v \cos \theta \sin \phi_v - k_2 e_2) \quad (26)$$

برای متغیر حالت سوم داریم:

$$e_3 = x_3 - x_{3d} \quad (27)$$

$$\dot{e}_3 = \dot{x}_3 - \dot{x}_{3d}$$

باتوجه به معادلات حالت داریم:

$$\dot{e}_3 = S_v \sin \theta - S_u \sin x_4$$

$$\dot{e}_3 = S_v \sin \theta - S_u \sqrt{1 - \cos^2 x_4} \quad (28)$$

$$\dot{e}_3 = S_v \sin \theta - S_u \sqrt{1 - \cos^2 x_4}$$

$$-S_u \sqrt{1 - \cos^2 x_4} = S_v \sin \theta + k_3 e_3$$

کسینوس متغیر حالت چهارم در معادله حالت سوم بصورت زیر محاسبه می شود.

$$\cos x_4 = \sqrt{1 - \left(\frac{S_v \sin \theta - k_3 e_3}{S_u} \right)^2} \quad (29)$$

در نتیجه معادلات حالت سه بعدی موشک آشیانه یاب و هدف بصورت زیر می شود.

$$\dot{x}_1 = S_v \cos \theta \cos \phi_v - S_u \frac{1}{S_u \cos \phi_u} (S_v \cos \theta \cos \phi_v - k_1 e_1) \cos \phi_u$$

$$\dot{x}_2 = S_v \cos \theta \sin \phi_v - S_u \frac{1}{S_u \sin \phi_u} (S_v \cos \theta \sin \phi_v - k_2 e_2) \sin \phi_u$$

$$\dot{x}_3 = S_v \sin \theta - S_u \sqrt{1 - \left(\frac{S_v \sin \theta - k_3 e_3}{S_u} \right)^2} \quad (30)$$

$$\dot{x}_4 = x_5$$

$$\dot{x}_5 = \frac{1}{\tau} (-x_5 + u)$$

در این معادلات k_1, k_2, k_3 ضرایب جبران ساز می باشند. حال برای طراحی کنترلر باید توجه داشت که متغیر حالتی که در دست طراح است در اینجا متغیر چهارم است که زاویه موشک با سطح افق در لحظه پرتاب می باشد. سطح لغزش را با توجه به مرتبه دوم بودن معادلات حالت به صورت زیر تعریف می کنیم [۱۰].

$$S = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right) \tilde{x}_4 \quad (31)$$

پس از آنکه از سطح لغزش مشتق می گیریم خواهیم داشت:

$$S = \left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)\tilde{x}_4 \quad (32)$$

$$S = \dot{\tilde{x}}_4 + \lambda\tilde{x}_4$$

در این معادلات \tilde{x}_4 بصورت زیر تعریف می شود. با توجه به معادلات حالت داریم:

$$\begin{aligned} \ddot{\tilde{x}}_4 &= \ddot{x}_4 \\ \ddot{\tilde{x}}_4 &= \frac{-1}{\tau}x_5 + \frac{1}{\tau}u \end{aligned} \quad (33)$$

در این معادله f و b را بصورت زیر در نظر می گیریم:

$$\begin{aligned} f &= \frac{-1}{\tau}x_5 \\ b &= \frac{1}{\tau} \end{aligned} \quad (34)$$

حدود تغییرات تأخیر در کنترلر مود لغزش برابر است با:

$$0.01 \leq \tau \leq 0.1 \quad (35)$$

با ترکیب معادله و خواهیم داشت:

$$\dot{S} = f + bu + \lambda\dot{\tilde{x}}_4 \quad (36)$$

برای بدست آوردن کنترلر در مود لغزشی مشتق سطح لغزش را مساوی صفر قرار می دهیم. بنابراین:

$$\begin{aligned} \dot{S} &= 0 \\ \hat{f} + \hat{b}\hat{u} + \lambda\dot{\tilde{x}}_4 &= 0 \\ \hat{u} &= \frac{(-\hat{f} - \lambda\dot{\tilde{x}}_4)}{\hat{b}} \end{aligned} \quad (37)$$

کنترلر مود لغزشی بصورت زیر بدست می آید.

$$u = \hat{u} - K \operatorname{sgn}(S) \quad (38)$$

حال مقادیر \hat{f} , \hat{b} , K باید تعیین شوند.

تعیین \hat{f} :

$$\begin{aligned} f &= \frac{-1}{\tau}x_5 \\ \hat{f} &= \frac{-1}{\hat{\tau}}x_5 \\ \hat{\tau} &= \frac{0.1 + 0.01}{2} = 0.055 \\ \hat{f} &= \frac{-1}{0.055}x_5 \end{aligned} \quad (39)$$

تعیین \hat{b} :

$$\begin{aligned} \hat{b} &= \sqrt{b_{max}b_{min}} \\ b &= \frac{1}{\tau} \end{aligned} \quad (40)$$

$$b_{max} = 100, b_{min} = 100$$

$$\hat{b} = \sqrt{10000}$$

تعیین K :

$$K = (1 + \beta)(\eta + F) + (\beta - 1)|\hat{u}| \quad (41)$$

برای بدست آوردن K نیاز به محاسبه β, η, F است. برای تعیین β داریم:

$$\beta = \sqrt{\frac{b_{max}}{b_{min}}} = \sqrt{\frac{100}{10}} = \sqrt{10} \quad (42)$$

برای بدست آوردن F داریم:

$$\begin{aligned} |f - \hat{f}| &= F \\ \left| \left(\frac{1}{\tau} - \frac{1}{\hat{\tau}} \right) x_5 \right| &= F \\ \left| \left(\frac{1}{\tau} - \frac{1}{\hat{\tau}} \right) \right| |x_5| &\leq F \end{aligned} \quad (43)$$

با محاسبه $\left| \left(\frac{1}{\tau} - \frac{1}{\hat{\tau}} \right) \right|$ خواهیم داشت (با فرض $\tau = 0.05$):

$$F = 1.81 |x_5|$$

۴- شبیه سازی ها و نتایج

در این بخش به شبیه سازی معادلات موشک و هدف متحرک در سه بعد پرداخته می شود که با توجه به شبیه سازی ها مشاهده می شود که با افزایش ضرایب جبران ساز، فاصله عدم برخورد کاهش می یابد. در ادامه به شبیه سازی و نتیجه گیری سناریوی موشک و هدف در رابطه با اثر تاخیر بر هدایت موشک و جبران آن ها پرداخته می شود. برای شبیه سازی سه بعدی از جدول زیر برای مشخصات موشک هدف استفاده شده است.

جدول ۱- پارامترهای سناریوی سه بعدی

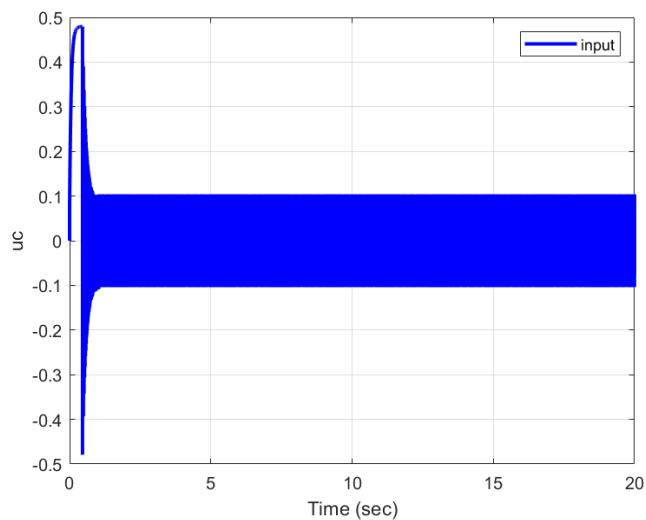
پارامتر	مقدار
S_V	$400 \frac{m}{s}$
θ	36 deg
ϕ_v	45 deg
ϕ_u	45 deg
S_u	$500 \frac{m}{s}$
τ	0.05
λ	4

جدول ۲- شرایط اولیه سناریوی سه بعدی

پارامتر	مقدار
x_{1n}	700 m
x_{2n}	800 m
x_{3n}	300 m
x_{4n}	36 deg

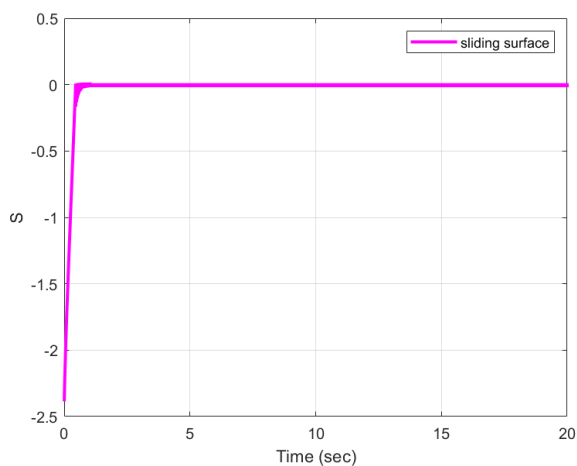
جدول ۳- حالت اول شبیه سازی با ضرایب اولیه k

پارامتر	مقدار
k_1	-5
k_2	-5
k_3	-5

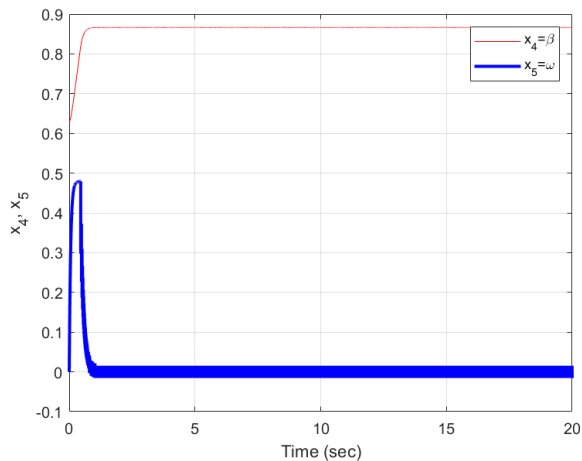


شکل ۲- ورودی کنترلی در حضور چترینگ

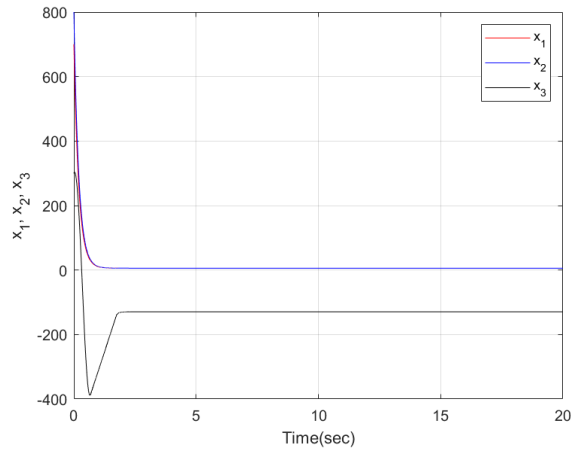
همان طور که در شکل ۱۱ نمایان است، ورودی کنترلی در حضور چترینگ به نرمی کنترل نشده است که برای کاهش این اثر از تابع تانژانت هایپربولیک استفاده می کنیم.



شکل ۳- سطح لغزش در حضور تابع ساین بر حسب زمان

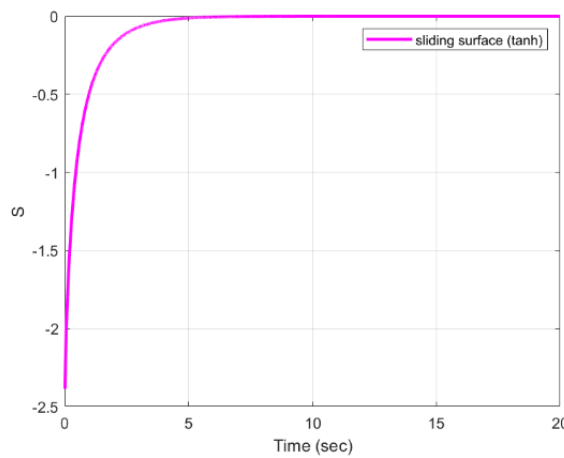


شکل ۴- تغییرات تابع بتا و امگا تعریف شده در سطح لغزش بر حسب زمان

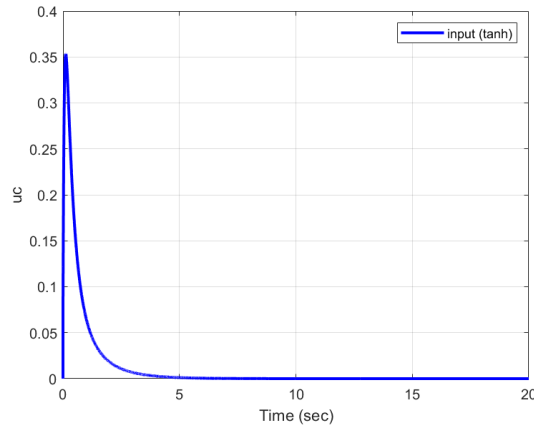


شکل ۵- فاصله عدم برخورد بر حسب زمان

با توجه به شبیه سازی مقدار فاصله عدم برخورد برابر است با: miss distance= 119m که مقدار بسیار زیادی است و هدف از بین نمی رود.



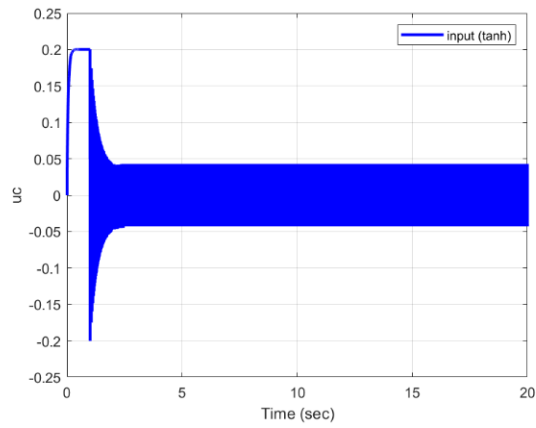
شکل ۶- سطح لغزش در حضور تابع تانژانت هایپربولیک بر حسب زمان



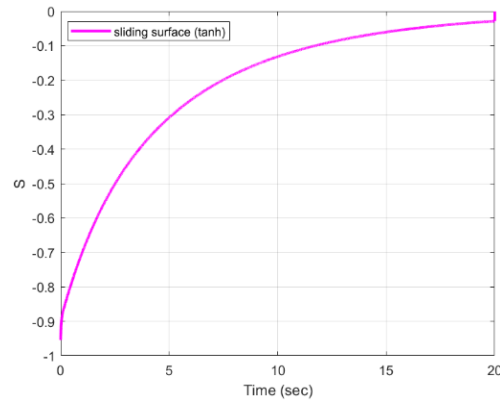
شکل ۷- ورودی کنترلی در حضور تابع تانژانت هذلولوی

جدول ۴- حالت دوم شبیه سازی باضرایب جبران شده k

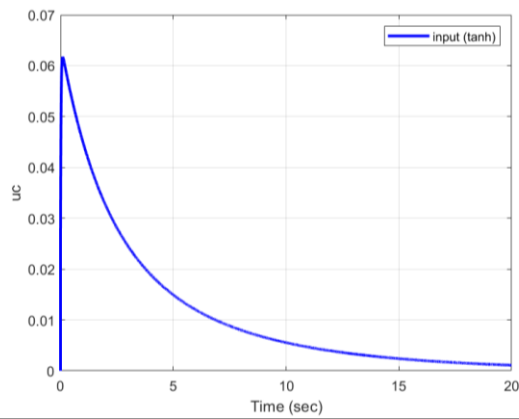
پارامتر	مقدار
k_1	-5
k_2	-50
k_3	-55



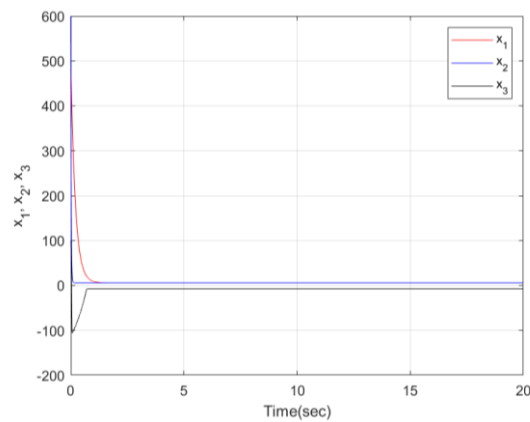
شکل ۸- ورودی کنترلی در حضور چترینگ در حضور جبران ساز



شکل ۹- سطح لغزش در حضور تابع تانژانت هایپربولیک بر حسب زمان سناریوی دوم

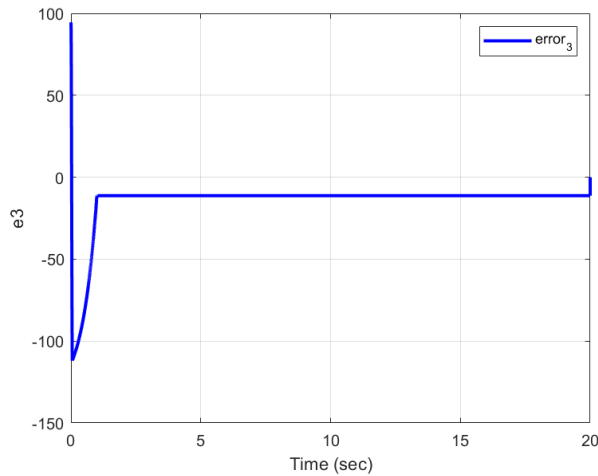


شکل ۱۰- ورودی کنترلی با تابع تانژانت هایپربولیک در حضور جبران ساز

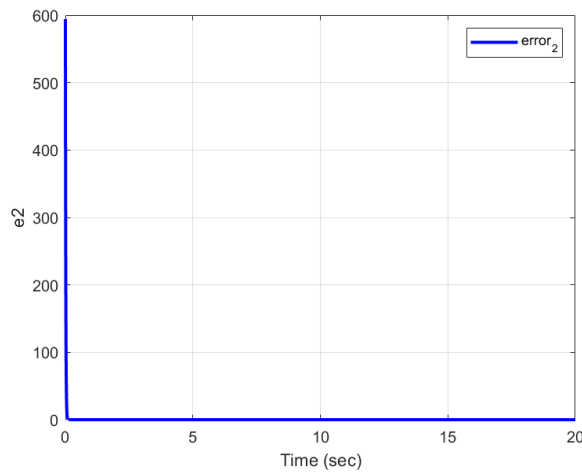


شکل ۱۱- فاصله عدم برخورد بر حسب زمان در حضور جبران ساز

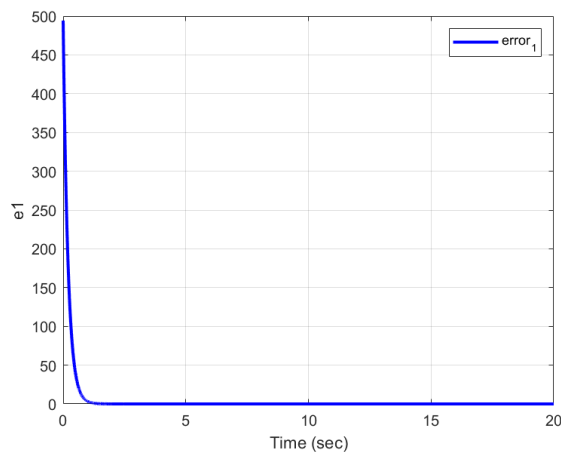
با توجه به شبیه سازی مقدار فاصله عدم برخورد برابر است با: miss distance= 11 m که مقدار بهتری نسبت به حالت قبل است. با افزایش ضرایب جبران ساز با مقادیر $k_1 = -5$ $k_2 = -65$ $k_3 = -60$ فاصله عدم برخورد به مقدار ۸.۹ متر می‌رسد که شبیه سازی آن در نرم افزار متلب به شکل‌های ۱۲ الی ۱۴ می‌باشد.



شکل ۱۲- فاصله عدم برخورد برای متغیر سوم



شکل ۱۳- فاصله عدم برخورد برای متغیر دوم



شکل ۱۴- فاصله عدم برخورد برای متغیر اول

۵- نتیجه گیری

در این تحقیق، هدایت و کنترل یک موشک تعقیب کننده زمین به هوا با استفاده از کنترل مودلغزشی برای مدل سه بعدی موشک و هدف پیشنهاد شده است. در ابتدا معادلات سه بعدی موشک و هدف به طور کامل استخراج شد و سپس به طراحی کنترل کننده پرداخته شد. در ادامه با توجه به شبیه سازی‌ها نشان داده شد حضور ضرایب جبران ساز و ترم تاخیر باعث شد که فاصله عدم

برخورد به کمترین مقدار خود برسد. حضور ترم‌های پیوسته سیگموئید و تانژانت هذلولوی به جای تابع ساین در سیگنال کنترلی موجب شد که پدیده زیگزاگ یا چترینگ در سیستم کاهش یافته تا به کنترلر آسیب نزده و در حین مسیر پرواز موشک پیوسته کار کند. همچنین کارکرد ورودی کنترلی در حضور اغتشاشات که ۱.۰ سیگنال کنترلی فرض شده بود به خوبی مقاوم باشد. سطح لغزش برای این سناریو به صفر همگرا شد.

۶- مراجع

1. X. Chen and J. Wang, "Sliding-mode guidance for simultaneous control of impact time and angle," *Journal of guidance, Control, and Dynamics*, vol. 4, no. 2, pp. 394-401, 2019.
2. Y. B. Shtessel, I. A. Shkolnikov, and A. Levant, "Smooth second-order sliding modes: Missile guidance application," *Automatica*, vol. 43, no. 8, pp. 1470-1476, 2007.
3. Q. Hu, T. Han, and M. Xin, "Sliding-mode impact time guidance law design for various target motions," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 42, no. 1, pp. 136-148, 2019.
4. N. Harl and S. N. Balakrishnan, "Impact time and angle guidance with sliding mode control," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 20, no. 6, pp. 1436-1449, 2011.
5. Y. Zhao, Y. Sheng, and X. Liu, "Trajectory reshaping based guidance with impact time and angle constraints," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 29, no. 4, pp. 984-994, 2016.
6. Y. Zhao, Y. Sheng, and X. Liu, "Analytical impact time and angle guidance via time-varying sliding mode technique," *ISA transactions*, vol. 62, pp. 164-176, 2016.
7. Y. Zhao, Y. Sheng, and X. Liu, "Sliding mode control based guidance law with impact angle constraint," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 27, no. 1, pp. 145-152, 2014.
8. R. G. Cottrell, "Optimal intercept guidance for short-range tactical missiles," *AIAA journal*, vol. 9, no. 7, pp. 1414-1415, 1971.
9. S. Sadati, "Closed loop control of guided missiles using neural networks" PhD Thesis, The University of Arizona
10. J. -J. E. Slotine and W. Li, *Applied nonlinear control*. Prentice hall Englewood Cliffs, NJ, 1991.
11. H. Khebbache, B. Sait, N. Bounar, and F. Yacef, "Robust stabilization of a quadrotor UAV in presence of actuator and sensor faults," *International Journal of Instrumentation and Control Systems*, vol. 2, no. 2, pp. 53-67, 2012.