Archive of SID

طراحی قانون هدایت برای رهگیری اهداف با سرعت بسیار بالا با استفاده از الگوریتم آموزشی بر مبنای شبیه‌ساز

سعید خان‌کلانتری[۱] حسن محمدخانی[۲*]

دانشکدهٔ مهندسی برق و کامپیوتر
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکدهٔ فنی و مهندسی
دانشگاه جامع امام حسین (ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۵/۰۷ ؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۹/۱۱)

چکیده

در این پژوهش به مسئلهٔ رهگیری اهداف با سرعت بسیار بالا و بدون‌مانور پرداخته شده و قانون هدایت جدیدی برای افزایش احتمال برخورد طراحی شده است. چالش‌های مهم درگیری با این اهداف مواردی مانند سرعت زیاد نزدیک‌شدن و در نتیجه کمبود زمان لازم برای واکنش نهایی، وجود نویز با انحراف معیار بالا در حسگرها و در نتیجه عدم‌توانایی در شناسایی دقیق موقعیت اهداف و تأخیر دینامیکی قابل‌توجه در مرتبهٔ زمانی فاز نهایی را شامل می‌شود. روش‌های هدایت موجود در ادبیات موضوع معمولاً با صرف‌نظرکردن یا تقلیل موارد فوق به سرعت پایین و پاسخ سریع موشک رهگیر به فرامین هدایت طراحی می‌شوند که در برخی موارد عملی اشاره‌شده در این مقاله کارایی چندانی ندارند. در این مقاله از دو ایدهٔ استفاده از تیم موشکی به‌شکل پشت سر هم به‌جهت مشارکت در شناسایی هدف و استفاده از قانون هدایت پله‌ای ثابت در راستای افزایش کیفیت رهگیری استفاده شده است. برای تعیین اندازهٔ پله مذکور از یک مدل رگرسیون برمبنای خروجی‌های نرم‌افزار شبیه‌ساز استفاده می‌شود. شبیه‌سازی روش ارائه‌شده روی مدلِ با دقت بالا کارایی عملکرد روش ارائه‌شده را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: : اهداف بالیستیک، سرعت بسیار بالا، اشتراک‌گذاری اطلاعات، مدل رگرسیون

A Guidance Law for Interception of Very High Speed Targets using Simulator-Based Learning Algorithm

S. Khankalantary[1]
Electrical and Computer Department
K.N.T University of Technology

H. Mohammadkhani[2]
Aerospace Engineering Department
Imam Hossein University

(Received: 29/July/2019; Accepted: 02/December/2019)

ABSTRACT

In this paper, the problem of intercepting very high speed non-maneuvering ballistic targets is addressed and a novel guidance law to enhance the probability of ‘hit to kill’ is designed. The most important challenges arise in interception of high speed ballistic targets include high closing velocity and consequent lack of time for the final reaction, the presence of noise with high standard deviation in the sensors and as a result of inability to accurately identify targets position and considerable time constant in the time order of final interception phase. The available guidance methods in literature review are usually designed by ignoring or reducing above items at low speed and quick response of the interceptor to guidance commands, which in some cases are not very effective in the practical cases mentioned in this article. In this paper, two ideas of using missile team in continuously to participate target detection information and a constant step guidance law to increase the quality of interception have been used. The amplitude of static guidance is deduced through a regression model using simulator software. The simulation of proposed guidance law on a high precision model shows the efficiency of the method.

Keywords: Ballistic targets, Very high speed, Information Sharing, Regression Model

۱- فارغ التحصیل کارشناسی ارشد: saidkhankalantary@gmail.com
۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): hmohammadkhani@ihu.ac.ir

www.SID.ir

Archive of SID

۱- مقدمه

رهگیری اهداف با سرعت بسیار بالا (مانند موشک‌های بالیستیک قاره پیما) چالش بزرگی برای سامانه‌های پدافندی محسوب می‌شود که در آن سرعت موشک هدف می‌تواند چندین برابر سرعت رهگیر باشد. ویژگی مهم رهگیری این اهداف، نیاز به خطای نهایی کمینه در حد اصابت است [۱]. سناریوهای مختلف رهگیری این اهداف ممکن است برای ارتفاعات مختلف طرح‌ریزی شوند. برای عملیات خارج از جو نیاز به سوخت و استفاده از تجهیزاتی همچون جت جانبی هست [۲] که به‌لحاظ فنی و هزینه‌ای ممکن است در دسترس نباشند. همچنین در سطوح پایین جو، نیروهای پسای بزرگی درمقابل پرنده‌های پرسرعت ایجاد می‌شود که درنتیجه مسیر حرکت آن را نامعین کرده و رهگیری را بسیار مشکل می‌کند و میزان تهدید بالا خواهد بود [۳]. بنابراین، باید درگیری را در ارتفاعات میانی انجام داد که در آن می‌توان از مانورهای اغتشاشی هدف صرف‌نظر کرد، با این حال در این ارتفاعات به‌دلیل غلظت پایین هوا امکان مانور رهگیر به‌منظور رفع خطای جهت‌گیری[1] به‌کندی و با تأخیر قابل‌ملاحظهٔ دینامیکی[2] و همچنین با اندازهٔ کمتری (عملاً و در شبیه‌سازی‌های ما حدود ۱۰g) میسر است [۴]. در کنار این شرایط محیطی، به‌دلیل طراحی پیشرفتهٔ بدنهٔ اهداف بالیستیک دوربرد و سطح مقطع راداری پایین آنها، تشخیص مسیر پروازی دقیق این اهداف چه با حسگرهای زمینی (رادار) و چه با حسگرهای متصل به بدنهٔ موشک (پس از قفل‌شدن) جز در فواصل بسیار نزدیک که عملاً فرصتی برای تصحیح خطا باقی نمانده، امکان‌پذیر نیست و این موضوع علی‌رغم سایر موارد، به‌تنهایی امکان برخورد با هدف را دچار مشکل می‌کند [۲]. بنابراین، در مجموع می‌توان سه مورد را به‌عنوان چالش‌های اصلی این پژوهش عنوان کرد: ۱) سرعت بالای نزدیک‌شوندگی، ۲) نویز حسگرها، ۳) تأخیر دینامیکی رهگیر.

از نقطه نظر هدایت و در مواردی که از مانور هدف صرف‌نظر می‌گردد، مقالات مرتبط با رهگیری اهداف بالیستیک سرعت بالا را به چند دسته می‌توان تقسیم کرد. یک دسته مقالاتی هستند که با پذیرش این اصل که بهترین مسیر برای رهگیری اهداف بالیستیک با سرعت بالا، درگیری کاملاً رودررو است، به طراحی مسیر حرکت فاز میانی می‌پردازند تا هنگام قفل جستجوگر و شروع فاز نهایی رهگیر در موقعیت و وضعیت درستی قرار داشته باشد [۶-۵]. روش این دسته مقالات بر این مبناست که در درگیری کاملاً رودررو نرخ خط دید کوچک‌تر است و باتوجه به سرعت بالای نزدیک‌شوندگی هدایت PN به اشباع نمی‌رود. دستهٔ دیگر مقالاتی هستند که با هدف کاهش سرعت نزدیک‌شدن، صحنهٔ درگیری را به‌جای رودررو، نزدیک‌شدن از کنار قرار می‌دهند. برای این کار، برخی از مقالات ویرایشی از قانون هدایت تعقیب [۷] و برخی دیگر از قانون هدایت PN با ضریب تناسبی منفی استفاده کرده‌اند [۹-۸]. دستهٔ دیگر نیز مقالاتی هستند که به‌منظور کاهش تأخیر دینامیکی از تجمیع قانون هدایت و کنترل سود جسته‌اند [۴ و ۱۰]، گرچه این روش مختص رهگیری‌های ضد بالیستیک نیست اما بیشترین کاربرد را در این قسمت می‌تواند داشته باشد. با این حال هیچکدام از روش‌های ذکرشده مسئلهٔ وجود نویز حسگر و عدم امکان اندازه‌گیری دقیق حالت‌های درگیری نهایی از قبل را در طراحی مدنظر قرار نداده‌اند. این در حالی است که این مسئله در عملیات رهگیری هواپیماها و برخی انواع کروزها که هم سرعت نزدیک‌شوندگی پایین بوده و هم خطای فاصلهٔ نهایی تا حد بسیار بیشتری قابل‌قبول است، می‌تواند قابل‌صرف‌نظر باشد اما در درگیری با موشک‌های بالیستیک این‌طور نیست.

در چند سال گذشته استفاده از تیم موشکی برای رهگیری اهداف متحرک موردتوجه قرار گرفته است. در این فرایند دو یا بیش از دو موشک با ایجاد شبکه‌ای از اطلاعات، برخی پارامترهای مهم رهگیری اعم از زمان رسیدن یا هندسهٔ درگیری را بین یکدیگر تنظیم می‌کنند و بدین طریق قابلیت‌های دفاعی هدف را به اشباع می‌رسانند [۱۳-۱۱]. با این حال استفاده از تیم موشکی به این طریق مزیتی را در بهبود کیفیت رهگیری در محیط نویزی ایجاد نمی‌کند. به عبارتی دیگر فرقی میان یک موشک کور با چندین موشک کور وجود ندارد! اما اخیراً در یک پژوهش [۱۴] برای درگیری با هدف مانوردار از تیم موشکی به‌صورت موشک پیشین و پسین استفاده شده است. در این

1- Heading error

۲- در این مقاله منظور از "تأخیر دینامیکی" و "ثابت زمانی" زمان رسیدن شتاب جانبی به ۰/۶۳ شتاب درخواستی است.

www.SID.ir

Archive of SID

پژوهش عامل اصلی عدم‌موفقیت در رهگیری اهداف، تأخیر در تشخیص مانور هدف درنظر گرفته شده که یکی از عوامل مؤثر در آن وجود نویز اندازه‌گیری حسگرها است. بر این اساس و باتوجه به اینکه نویز اندازه‌گیری علاوه بر کیفیت حسگر به فاصلهٔ حسگر تا هدف نیز وابسته است، از چینش پشت سر هم تیم موشکی برای بهبود کیفیت شناسایی مانور هدف استفاده شده است. بدین ترتیب، موشک پسین با استفاده از اطلاعات موشک پیشین فرصت کافی برای عکس‌العمل در مقابل مانور هدف را خواهد داشت و در وضعیت‌های مختلف بسته به زمان مانور هدف، هریک از موشک‌ها می‌توانند فاصلهٔ نهایی نزدیک‌تری را نسبت به هدف داشته باشند.

در این پژوهش درگیری به‌شکل رودررو با هدف بدون‌مانور با سرعت بسیار بالا (بیش از چهار برابر) درنظر گرفته شده است. برای رهگیری از دو موشک استفاده می‌شود که لزومی به یکسان‌بودن آنها نیست؛ با این حال ترجیح داده می‌شود که موشک پیشین دارای قابلیت شناسایی بالاتری بوده و در عوض موشک پسین قدرت انفجاری بیشتری داشته باشد. موشک پسین همچنین اطلاع خوبی از زاویهٔ دید خود نسبت به موشک پیشین دارد. (در واقع تا زمان ردشدن موشک پیشین به این موشک می‌نگرد). با این حال به‌دلیل سطح مقطع راداری پایین در کنار محدودیت‌های عملیاتی، حسگرهای مورداستفاده برای شناسایی هدف چه روی زمین و چه نصب‌شده روی موشک پیشین، جز در فواصل نزدیک به هدف دارای نویز قابل‌توجهی هستند. به‌دلیل درگیری در ارتفاعات نسبتاً بالا، موشک‌های رهگیر دارای محدودیت شتاب جانبی هستند که همان نیز با تأخیر دینامیکی زیادی قابل‌دست‌یابی است. در این پژوهش، صرفاً به فاز نهایی درگیری پرداخته می‌شود، بدین معنا که فرض می‌شود موشک پیشین با استفاده از یک هدایت میانی و سپس هدایت نهایی متداولی در موقعیت مناسبی از هدف در فاصلهٔ نزدیک قرار می‌گیرد و می‌تواند در فاصلهٔ زمانی کوتاهی تا عبور از هدف اطلاعات دقیقی از مکان هدف را در اختیار موشک پسین قرار دهد. همچنین فرض می‌شود که موشک پسین با استفاده از یک هدایت میانی متداولی در محدودهٔ مناسبی از هدف قرار می‌گیرد به نحوی‌که برای رهگیری دقیق هدف دچار اشباع شتاب جانبی نگردد (نیازمند شتابی بیش از شتاب اسمی خود در محدودهٔ ارتفاعی درگیری نباشد). آنگاه تعیین قانون هدایت نهایی برای موشک پسین هدف این پژوهش است. قانون هدایت طراحی‌شده توانایی رهگیری اهداف ذکرشده با خطای نهایی بسیار بهتر از قوانین هدایت موجود را دارا است. تا جایی که نویسندگان در میان مقالات جستجو کرده‌اند تاکنون چنین سناریویی برای رهگیری اهداف بالیستیک درنظر گرفته نشده است و روش‌های معمول هدایت همچون قوانین بهینه و از جمله روش های متنوع PN توانایی رهگیری این اهداف را ندارند چراکه سرعت بالای نزدیک‌شدن و افزایش نرخ تغییرات خط دید در فواصل نزدیک‌تر به اشباع سریع هدایت منجر شده و تغییر جهت اشباع در کنار زمان کوتاه فاز نهایی و تأخیر دینامیکی زیاد موجب شکست رهگیری می‌شود. روش به‌کارگرفته‌شده در این پژوهش برمبنای استفاده از داده‌های ورودی و خروجی نرم‌افزار موازی شبیه‌ساز است که در ادامه جزئیات آن بیان می‌گردد.

در ادامهٔ مقاله ابتدا به تعریف مسئله پرداخته و سپس روش نوین مورداستفاده برای طراحی قانون هدایت ارائه می‌گردد. در بخش چهارم نیز شبیه‌سازی درگیری به‌ازای پارامترهای مشخص صورت گرفته و مزیت روش طراحی این مقاله برای دست‌یابی به مقادیر کوچک خطای فاصلهٔ نهایی نشان داده می‌شود.

۲- بیان صورت مسئله

در این قسمت مختصات درگیری و پارامترهای آن بیان می‌گردد. بیان هندسی درگیری در صفحهٔ مختصات دوبعدی انجام می‌گیرد و موشک‌ها و هدف به‌صورت جرم نقطه‌ای درنظر گرفته می‌شوند و از دینامیک زاویه‌ای آنها صرف‌نظر می‌گردد. با این حال همچنان که در ادامه مشاهده خواهد شد این فرضیات صرفاً جهت سادگی بیان روش درنظر گرفته شده‌اند. در قسمت شبیه‌ساز همهٔ موارد موردنیاز جهت درگیری درنظر گرفته می‌شوند. هندسهٔ درگیری در شکل **۱** نشان داده شده است که در آن M_1 نشان‌دهندهٔ موشک پیشین، M_2 بیانگر موشک پسین و T هدف است. r_1، r_2 و r_{21} به‌ترتیب بیانگر فاصلهٔ موشک پیشین تا هدف، فاصلهٔ موشک پسین تا هدف و فاصلهٔ موشک پسین از موشک پیشین است. λ_1، λ_2 و λ_{21} نیز به‌ترتیب نشان‌دهندهٔ زاویهٔ خط دید موشک پیشین از هدف،

www.SID.ir

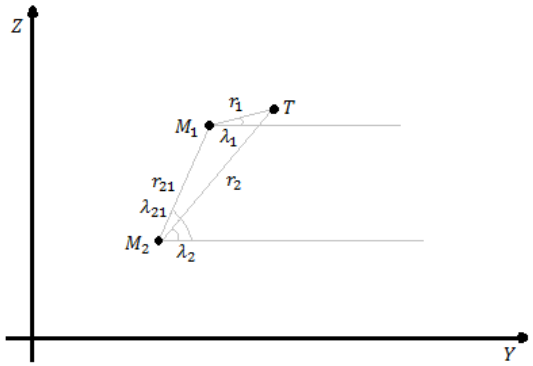
Archive of SID

زاویهٔ خط دید موشک پسین از هدف و زاویهٔ خط دید موشک پسین از موشک پیشین است که همگی نسبت به مختصات مرجع اختیاری درنظر گرفته شده‌اند. فرض شده است که باتوجه به کوچک‌بودن میزان r_1 در بازهٔ زمانی کوتاهی تا عبور موشک پیشین از هدف، داده‌های دقیقی از r_1 و λ_1 در اختیار داریم. همچنین باتوجه به ارتباط بلادرنگ دو موشک با یکدیگر با وجود فاصلهٔ به‌نسبت زیاد r_{21} همواره اطلاع دقیقی از r_{21} و λ_{21} نیز موجود هست. به این ترتیب با استفاده از روابط مثلث (کسینوس‌ها) در بازهٔ زمانی که داده‌های دقیق موشک پیشین در دسترس است، داده‌های r_2 و λ_2 نیز به‌شکل دقیقی برای موشک پسین دردسترس خواهند بود:

$$r_2^2 = r_1^2 + r_{21}^2 - 2r_1 r_{21}\cos\left(\lambda_1 + (\pi - \lambda_{21})\right) \qquad (۱)$$

$$\lambda_2 = \lambda_{21} - \cos^{-1}\left(\frac{r_1^2 - r_2^2 - r_{21}^2}{-2r_2 r_{21}}\right) \qquad (۲)$$

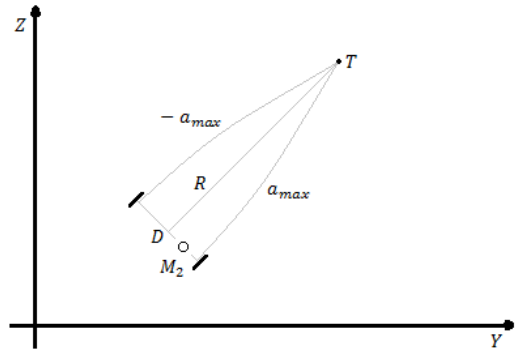
نکته۱: درصورتی‌که جستجوگرهای سر موشک‌ها زاویهٔ خط دید را نسبت به بدنهٔ موشک و نه مختصات اینرسی بدهند، زاویهٔ بدنهٔ موشک نسبت به مختصات مرجع باید با دقت بالایی قابل‌تعیین باشد.



شکل (۱): هندسه عملیات رهگیری.

۳- به‌دست‌آوردن قانون هدایت نهایی

در فاز نهایی درگیری به‌دنبال آن هستیم تا با دردست‌داشتن داده‌های دقیق در بازهٔ زمانی اندک، قانون هدایت لازم برای ایجاد کمترین خطای فاصلهٔ نهایی تا هدف را به‌دست بیاوریم. باتوجه به بدون‌مانوربودن هدف، هندسهٔ درگیری در فاز نهایی برای موشک پسین در شکل **۲** نمایش داده شده است. در این شکل D بازه‌ای است که موشک پسین به‌دلیل وجود عدم‌قطعیت در شناسایی هدف در انتهای فاز میانی در مکان نامعلومی از آن قرار دارد (فاز میانی موردبحث این پژوهش نیست و فرض می‌شود که حتماً در انتهای فاز میانی موشک در این بازه قرار خواهد گرفت). همانگونه که قبلاً نیز اشاره شد بازهٔ D به‌نحوی درنظر گرفته شده است که درصورت وجود یک قانون هدایت صحیح موشک پسین می‌تواند بدون رسیدن به حد اشباع شتاب جانبی (a_{max}) هدف را رهگیری کند. با این حال فاصلهٔ R که در آن اطلاعات دقیق در اختیار موشک پسین قرار گرفته است به‌نحوی است که باتوجه به سرعت نزدیک‌شدن، تا زمان رهگیری (رسیدن) در حدود یک ثانیه زمان باقی می‌ماند و این زمان در حد تأخیر دینامیکی موشک برای تعقیب قانون هدایت است و همهٔ این‌ها در حالیست که در فواصل نزدیک از فاصلهٔ R نیز مجدداً دریافت اطلاعات با افت کیفیت همراه خواهد بود. باتوجه به ویژگی‌های گفته‌شده، طراحی قانون هدایتی با ساختار بازخور که بتواند برای رهگیری در حد اصابت مورداستفاده قرار گیرد به‌دلیل اشباع سریع، بسیار دشوار و وابسته به مکان قرارگیری موشک پسین در بازهٔ D بوده و عملاً غیرقابل‌دست‌یابی است.



شکل (۲): هندسه درگیری در فاز نهایی برای موشک پسین.

ایدهٔ جایگزین برای رهگیری اهداف با سرعت بالا در فاز نهایی استفاده از قانون هدایت با ساختار پیشخور است. این ایده از آن جهت عملی است که فرض شده است رهگیری هدف در محدودهٔ شتاب جانبی قابل‌دست‌یابی موشک پسین است و به عبارت دیگر به‌ازای هر موقعیتی که موشک پسین در بازهٔ D اختیار کند، یک و تنها یک قانون هدایت پله‌ای با اندازهٔ مشخص وجود دارد که می‌تواند موشک را به هدف برساند. در واقع مسئلهٔ رهگیری به مسئلهٔ یافتن اندازهٔ

www.SID.ir

Archive of SID

مشخص و ثابت تابع پله به‌عنوان قانون هدایت در فاز نهایی ساده می‌شود.

۳-۱- رگرسیون خطی با تخمین حداقل مربعات

ایدهٔ استفاده از برخی اطلاعات دقیق جهت به دست آوردن یک مقدار مشخص برای اندازهٔ تابع پله، مسئله را به شکل مسئلهٔ رگرسیون تبدیل می کند. در اینجا به شکل خلاصه نحوه ایجاد و حل مدل رگرسیون بیان می‌گردد.

در مسئلهٔ رگرسیون می‌خواهیم با استفاده از تعدادی متغیر مستقل (رگرسور)، $\varphi_i, (i=1,\ldots,d)$، بهترین تخمین برای یک متغیر وابسته، y، را به‌دست آوریم. مدل به‌دست‌آمده یک مدل رگرسیون خواهد بود. این مدل با استفاده از تعدادی مشاهدهٔ قبلی از روابط میان y و φ، به‌دست می‌آید. فرض می‌کنیم مدل رگرسیون به‌صورت خطی زیر باشد:

$$\hat{y} = g(\varphi) = \varphi^T \theta \qquad (۳)$$

که در آن، θ پارامترهای مجهول هستند. برای یافتن θ فرم ماتریسی y و φ را برای تعداد N مشاهده به‌صورت زیر درنظر می‌گیریم:

$$\begin{aligned} Y_N &= \left[y(1) \ldots y(N) \right]^T \\ \Phi_N &= \left[\varphi(1) \ldots \varphi(N) \right]^T \end{aligned} \qquad (۴)$$

و θ را به‌نحوی تعیین می‌کنیم که مقدار واریانس زیر کمینه گردد (تخمین حداقل مربعات):

$$\begin{aligned} V_N(\theta) &= \frac{1}{N} \left| Y_N - \Phi_N \theta \right|^2 \\ &= \frac{1}{N} \left(Y_N - \Phi_N \theta \right)^T \left(Y_N - \Phi_N \theta \right) \end{aligned} \qquad (۵)$$

به‌شرط $N > d$، تخمین متغیرهای مجهول به‌صورت زیر خواهد بود [۱۵]:

$$\hat{\theta}_N = \left[\Phi_N^T \Phi_N \right]^{-1} \Phi_N^T Y_N \qquad (۶)$$

۳-۲- تخمین اندازه قانون هدایت پله‌ای

حال با استفاده از مطالب مطرح‌شده، مدل رگرسیون برای استخراج قانون هدایت را به‌دست می‌آوریم. برای یافتن اندازهٔ تابع پله به‌عنوان قانون هدایت ابتدا باید پارامتر یا پارامترهای مؤثر مستقل در آن را تعیین کرد. به‌طور شهودی واضح است که این اندازه به محل قرارگیری موشک در بازهٔ D، جهت بردار سرعت نسبی و همچنین میزان شتاب جانبی نسبی موشک و هدف در ابتدای فاز نهایی مرتبط است. همچنین برای اینکه بتوان از مشتقات بالاتر شتاب جانبی با تقریب خوبی صرف‌نظر کرد، در ابتدای بازهٔ زمانی که اطلاعات دقیق در اختیار موشک پسین قرار می‌گیرد شتاب جانبی اعمالی به موشک را تثبیت می‌کنیم. پارامترهای مستقل عنوان‌شده را می‌توان به‌ترتیب با میانگین λ_2 و تفاضل (مشتق) های اول و دوم در بازهٔ زمانی دراختیارداشتن اطلاعات دقیق مرتبط دانست. بنابراین باتوجه به (۳) اندازهٔ پله اعمالی در ابتدای فاز نهایی را می‌توان به‌صورت زیر نوشت:

$$\hat{a}_S = k_1 \overline{\lambda_2} + k_2 \overline{d(\lambda_2)} + k_3 \overline{d(d(\lambda_2))} \qquad (۷)$$

که در آن، $\bar{M}$ و $d(M)$ به‌ترتیب به‌معنای میانگین و تفاضل M است و $\hat{a}_S$ مقدار تخمین‌زده‌شده برای اندازهٔ پله قانون هدایت اعمالی است. حال با داشتن سه پارامتر k_1، k_2 و k_3 می‌توان a_S را به‌دست آورد. برای به‌دست‌آوردن این پارامترها از برنامهٔ شبیه‌ساز و روش حداقل مربعات (۶) استفاده می‌کنیم.

روش کار بدین‌صورت است که از ابتدای شروع مأموریت رهگیری، برنامهٔ شبیه‌ساز با دریافت اطلاعات اولیهٔ مأموریت همچون زاویهٔ پرتاب موشک، زاویهٔ پرواز هدف و سرعت‌های آنها به‌طور موازی شروع به کار می‌کند و تا انتهای فاز میانی به تعدادی مشخص مأموریت رهگیری را انجام می‌دهد. لازم به ذکر است که به‌دلیل وجود نویز در اندازه‌گیری‌ها موشک رهگیر هر بار در یک موقعیت و سرعت و شتاب خاصی در بازهٔ D قرار می‌گیرد (به‌طور مشابه می‌توان شبیه‌سازی را صرفاً در فاز نهایی و با مقادیر اولیهٔ تصادفی انجام داد). سپس در ابتدای فاز نهایی مقادیر دقیق پارامترها ثبت شده و با چند بار سعی و خطا a_S دقیق جهت برخورد به هدف تعیین می‌گردد. با تکرار این عمل به تعداد مشخص، ماتریس Λ که درایه‌های هر سطر آن شامل اطلاعات یک بار رهگیری و بردار ستونی A، که هر درایهٔ آن شامل مقدار معادل a_S همان رهگیری برای برخورد است، تشکیل می‌گردد و می‌توان نوشت:

$$\Lambda K = A \qquad (۸)$$

که در آن، K بردار ستونی درایه‌های k است. حال برای به‌دست‌آوردن تخمینی از K خواهیم داشت:

www.SID.ir

Archive of SID

$$\hat{K} = \left(\mathbf{\Lambda}^T \mathbf{\Lambda}\right)^{-1} \mathbf{\Lambda}^T A \qquad (۹)$$

بدین‌ترتیب پارامترهای k_1 تا k_3 به‌دست آمده و از آنها می‌توان در ابتدای فاز نهایی عملیات رهگیری واقعی برای تعیین میزان شتاب جانبی جهت رهگیری دقیق استفاده کرد.

نکته۲: شبیه‌ساز مورداستفاده باید تا حد امکان همهٔ جوانب مأموریت رهگیری را دربر گیرد. از آن جمله می‌توان به پارامترهای جوی، انواع نویز دستگاه‌ها، خودخلبان مورداستفاده، گرانش و مدل هدف اشاره کرد. بررسی جزئی شبیه‌ساز مورداستفاده خارج از اهداف این مقاله است. با این حال در این پژوهش، شبیه‌سازی برمبنای مثال aero_guidance نرم‌افزار سیمولینک توسعه داده شده است. شبیه‌سازی دوبعدی است که معمول مقالات مشابه است، اما برخلاف سایر مقالات در این شبیه‌سازی از مدل جو، اتوپایلوت سه‌حلقه، مدل عملگر، روابط و ضرایب آیرودینامیکی، مدل نویزی رادار و جستجوگر و فیلترهای متناسب کالمن استفاده شده است.

نکته۳: به‌جای اجرای شبیه‌ساز با آغاز مأموریت یا همراه با آن می‌توان به‌ازای پارامترهای مهم و متداول عملیات، از قبل اجراهای مختلفی از شبیه‌ساز را انجام داده و نتایج آنها را در جداول بهره ثبت و نگهداری کرد و در مواقع لزوم مورداستفاده قرار داد.

نکته۴: واضح است که اندازهٔ پلهٔ اعمالی، میزان شتابی نیست که موشک بدان می‌رسد و چه بسا ممکن است به ۶۰ الی ۷۰ درصد آن برسد! بنابراین اولاً نباید ورودی پله را به میزان شتاب جانبی اسمی موشک محدود کرد و ثانیاً به این ترتیب تأخیر دینامیکی موشک نیز در طراحی قانون هدایت لحاظ شده است.

نکته۵: متغیرهای مستقل معرفی شده در روش پیشنهادی با یک دید شهودی نسبت به وضعیت موشک در شرایط ابتدای فاز نهایی به‌دست آمده‌اند و کاملاً جنبهٔ فیزیکی دارند. اضافه کردن سایر متغیرهای فیزیکی و مجازی می‌تواند مسئله را دقیق‌تر یا پیچیده‌تر کند. حتی می‌توان از روش‌های مدل‌سازی پیشرفته‌تری همچون شبکه‌های عصبی نیز استفاده کرد. در هر حال ایدهٔ مسئله پابرجا است و شبیه‌سازی انجام‌شده در حد فرضیات مسئله (بخش بعدی)، عملکرد مطلوب روش پیشنهاد شده را نشان می‌دهد.

۴- شبیه‌سازی

برای نشان‌دادن قابلیت روش ارائه‌شده برای رهگیری دقیق اهداف با سرعت بالا از یک نرم‌افزار شبیه‌ساز در محیط متلب/سیمولینک استفاده می‌شود. در محیط متلب نویزها به‌شکل پیش‌فرض تکرارپذیرند و برای ایجاد حالت تصادفی باید از پارامتر Seed استفاده کرد. بدین‌ترتیب به‌ازای ۵۰ Seed مختلف فرایند یادگیری و شناسایی پارامترهای طراحی انجام گرفته و سپس به‌ازای ۱۰۰ Seed مختلف و متفاوت از ۵۰تای قبلی، پارامترهای طراحی به‌دست‌آمده در عملیات رهگیری مورد استفاده قرار گرفته‌اند. سپس میانگین، انحراف معیار و فراوانی خطای فاصلهٔ نهایی به‌عنوان پارامتر کیفیت رهگیری حاصل شده‌اند. واضح است که در این وضعیت شبیه‌ساز و مدل واقعی تطابق صددرصد با یکدیگر دارند. قابل‌توجه است که فرض اولیهٔ قرارگیری در بازهٔ D برای عملکرد صحیح قانون هدایت، که معادل عدم اشباع شتاب جانبی موشک است، ضروری است، بنابراین، درصورتی‌که هریک از ۱۰۰ اجرای عملیات رهگیری دچار اشباع عملگر شوند از فرایند آمار گیری خارج خواهند شد. همچنین به‌جهت مقایسه با روش‌های موجود اجراهای بدون اشباع در فرایند فوق را یک‌بار نیز با بهترین عملکرد روش PN توسعه‌یافته [۱۶] با شروع از همان موقعیت و جهت حرکت در بازهٔ D می‌آزماییم و نتایج را در کنار یکدیگر قرار می‌دهیم.

موشک هدف در نقطه‌ای با مختصات طول و ارتفاع ۱۰۰Km برای اولین‌بار شناسایی می‌شود که با زاویه ۱۳۵- درجه و با سرعت ۵۰۰۰ m/s در حال حرکت است. در همین لحظه موشک پیشین از نقطه‌ای با مختصات طول و ارتفاع ۱۰ و صفر km با زاویه ۸۰ درجه پرتاب می‌شود. میزان پیشرانه به‌نحوی است که موشک در اواخر عملیات به سرعت۱۲۰۰m/s می‌رسد. همچنین موشک پسین نیز چند ثانیه پس از پرتاب موشک پیشین از همان نقطه و با همان زاویه پرتاب می‌شود به‌نحوی‌که اطلاعات دقیق را در فاصله‌ای به‌اندازهٔ ۷۰۰۰m مانده به هدف و به‌مدت ۰٫۱ ثانیه و با فرکانس ۱۰۰ Hz (جمعا ۱۰ داده) دریافت می کند. در این بازهٔ زمانی دستور هدایت اعمالی به موشک، صفر خواهد

www.SID.ir

Archive of SID

بود و در انتهای آن یعنی در حدود ۶۰۰۰ m مانده تا هدف قانون هدایت پله‌ای (و همچنین قانون هدایت PN توسعه‌یافته جهت مقایسه) به موشک پسین اعمال می‌شود. انحراف معیار نویز (با میانگین صفر) اعمالی روی حسگرها (خروجی خط دید) به‌ترتیب $10^{-5}R^2$ و $0.01R^2$ برای رادار و جستجوگر است که در آن R فاصله حسگر تا هدف با واحد Km است. باتوجه به مقادیر استفاده‌شده برای پارامترهای مرتبط با ضرایب آیرودینامیکی موشک‌ها، ثابت زمانی به‌دست‌آمده برای موشک در ارتفاع حدود ۲۰ کیلومتری تقریباً برابر با ۱ ثانیه است. در شبیه‌ساز گرانش لحاظ شده است، اما نیروی پسای وارد بر موشک هدف به‌دلیل ارتفاع بالای درگیری صرف‌نظر شده است. با این حال، همانگونه که قبلاً بیان شد، اضافه‌کردن هر یک از موارد ساده‌شده به شبیه‌سازی صرفاً موجب تغییر فرایند یادگیری شده و نتایج متفاوتی برای پارامترهای شناسایی‌شده به‌دست خواهد داد.

باتوجه به شرایط فوق نتایج یادگیری و شناسایی پارامترهای طراحی به‌صورت زیر به‌دست آمدند:

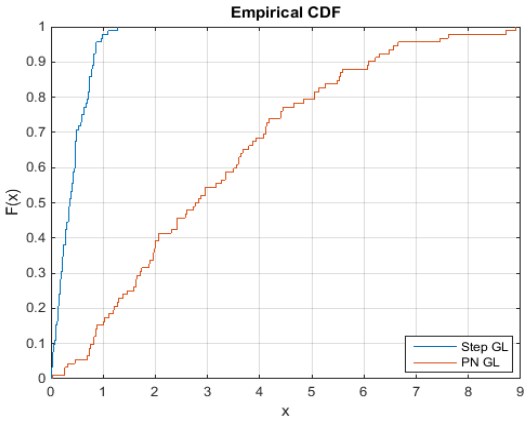
$$K = \begin{bmatrix} 47987 & -55314 & -1786 \end{bmatrix}^T$$

با اعمال پارامترهای فوق به شبیه‌سازی، نتایج جدول ۱ به‌ازای ۹۲ اجرای از درون بازهٔ D برای قوانین پله‌ای و PN توسعه‌یافته به‌دست می‌آیند (۸ اجرا از ۱۰۰ اجرا در انتهای فاز میانی در بازهٔ D قرار نگرفتند و از نتایج حذف شدند).

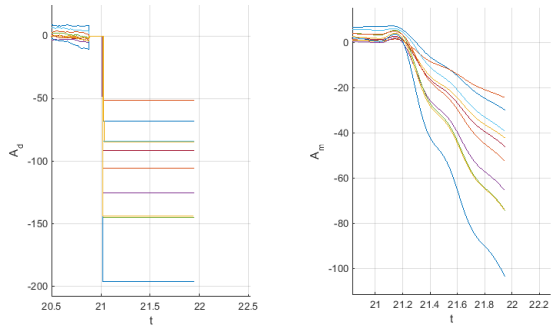
جدول (۱): نتایج خطای برخورد شبیه‌سازی.

روش هدایت	میانگین	انحراف معیار	احتمال خطای زیر ۱ متر
پله‌ای	۰/۴۰	۰/۲۸	۹۵ درصد
تناسبی	۳/۱۳	۲/۰۵	۱۵ درصد

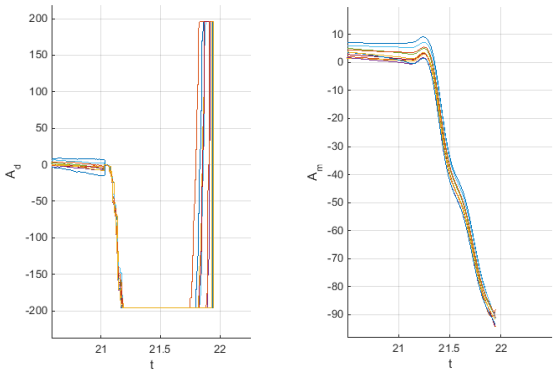
همچنین نمودار فروانی نتایج در شکل **۳** و شتاب جانبی اعمالی و به‌دست‌آمده توسط موشک پسین برای برخی اجراها برای قانون هدایت پله‌ای در شکل **۴** و برای قانون هدایت PN توسعه‌یافته در شکل **۵** نشان داده شده است.



شکل (۳): نمودار فراوانی خطای فاصلهٔ نهایی برای قانون هدایت پله‌ای (سمت چپ) و PN (سمت راست).



شکل (۴): نمودار شتاب جانبی برای برخی از اجراها با واحد m/s^2 برای قانون هدایت پله‌ای. سمت چپ قانون هدایت اعمال‌شده، سمت راست شتاب جانبی به‌دست‌آمده توسط موشک.



شکل (۵): نمودار شتاب جانبی برای برخی از اجراها با واحد m/s^2 برای قانون هدایت PN توسعه‌یافته. سمت چپ قانون هدایت اعمال‌شده، سمت راست شتاب جانبی به‌دست‌آمده توسط موشک.

www.SID.ir

Archive of SID

باتوجه به نمودار شکل **۳**، با احتمال بیش از ۹۵ درصد خطای فاصلهٔ نهایی برای قانون هدایت پله‌ای زیر یک متر خواهد بود و این خطا با احتمال حدود۷۰ درصد به زیر ۰٫۵ متر می‌رسد این در حالی است که قانون هدایت PN توسعه‌یافته با احتمال ۱۵ درصد به خطای فاصلهٔ نهایی زیر یک متر می‌رسد. همچنین با توجه به نمودار شکل‌های **۴** و **۵** دیده می‌شود که در فاز نهایی و بعد از قفل‌شدن جستجوگر، به‌علت ثابت زمانی بالا امکان ردیابی دقیق قانون هدایت نیست و مخصوصاً قانون هدایت PN که سریع به اشباع رسیده و در لحظات نهایی هم درخواست مانور دیگری می‌دهد، قابلیت رسیدن به هدف را نخواهد داشت. با این حال قانون هدایت پله‌ای علی‌رغم اینکه با ثابت زمانی بالا توسط موشک اجرا می‌شود و نه از نظر اندازه و نه زمان پاسخ‌دهی دقیق نیست اما توانایی رسیدن به هدف را دارد. همچنین ویژگی غیرکمینه‌فازبودن موشک‌های با بالک در دم نیز در شکل به خوبی قابل‌مشاهده است.

۵- نتیجه‌گیری

ملاحظات عملی متعدد باعث می‌شود که نتوان صرفاً از دستاوردهایی که با ساده‌سازی‌ها و درنظرگرفتن فرضیات غیرقابل‌تحقق حاصل گشته‌اند در مقام عمل سود جست. در این مقاله برخی چالش‌های مهم که در یک عملیات رهگیری موشک های پرسرعت بالیستیک وجود دارد درنظر گرفته شده و براساس آن به طراحی قانون هدایت مناسب با هدف ایجاد خطای فاصلهٔ نهایی کمینه در حد اصابت پرداختیم. این موارد شامل فاصلهٔ اندک زمانی تا برخورد در فاز نهایی رهگیری به‌دلیل سرعت بالای نزدیک‌شدن، خطای بالای شناسایی هدف به‌دلیل وجود نویز بالای حسگرها در کنار سطح مقطع راداری پایین موشک هدف و تأخیر قابل‌توجه دینامیکی موشک رهگیر در ارتفاع درگیری است که درمجموع باعث می‌شوند تا نتوان با استفاده از ساختارها و روش‌های متداول هدایت به مواجهه با این تهدیدات در مقام عمل پرداخت. در این مقاله با دو ایده به افزایش کیفیت رهگیری پرداخته‌ایم. ایده اول استفاده از تیم موشکی به‌شکل پشت سر هم است تا موشک پیشین بتواند برای لحظاتی دادهٔ دقیق و باکیفیت از موشک هدف را به موشک پسین مخابره کند و ایدهٔ دوم استفاده از قانون هدایت به‌شکل پلهٔ ثابت در طول فاز نهایی است به‌طوری‌که مقدار آن وابسته به داده‌های جدید حسگرها در طول فاز نهایی نباشد. اندازهٔ این پله نیز با استفاده از داده‌های ورودی و خروجی یک شبیه‌ساز و مدل رگرسیون حاصل گشت. نتایج شبیه‌سازی نیز نشان‌دهندهٔ کارآمدی این روش در مواجهه با اهداف با سرعت بسیار بالا است. لازم به ذکر است که استخراج مدل‌های پیشرفته‌تر رگرسیون می‌تواند به بهبود بیشتر نتایج نیز بیانجامد.

۶- مراجع

1. Hayoun, S. Y. and Shima, T. “Necessary Conditions for “Hit-to-Kill” in Missile Interception Engagements”, J. Guid. Control. Dyn. Vol. 41, No. 4, pp. 916-928, 2018.
2. Zarchan, P. “Ballistic Missile Defense Guidance and Control Issues”, Sci. Global Secur. Vol. 8, No. 1, pp. 99–124, 1998.
3. Zarchan, P. “Tactical and Stratgic Missile Guidance”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, United States, 2012.
4. Fu, B., Fu, W., Guo, H, Chen, K., and Chang, X. “Partial Integrated Guidance and Control Method for the Interception of Nearspace Hypersonic Target”, 13th IEEE Int. Conf. on Control and Automation (ICCA), Ohrid, Macedonia, 2017.
5. Kuroda, T. and Imado, F. “Advanced Missile Guidance System against Very High Speed Target”, Guidance, Navigation and Control Conf., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Minnesota, United States, 1988.
6. Lin, C., Member, S., Hung, H., Chen, Y., and Chen, B. “Development of an Integrated Fuzzy-Logic-Based Missile Guidance Law against High Speed Target Maneuver”, IEEE Trans. Fuzzy Syst. Vol. 12, No. 12, pp. 157-169, 2004.
7. Golan, O. M., Shima, T., and Engineer, C. S. “Head Pursuit Guidance for Hypervelocity Interception”, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2004.
8. Prasanna, H. M. and Ghose, D. “Retro-Proportional Navigation: A New Guidance Law for Interception of High-Speed Targets”, J. Guid. Control Dyn. Vol. 10, No. 3, pp. 298-302, 2014.
9. Li, Y., Yan. L., Zhao. J., Liu, F. and Wang, T. “Combined Proportional Navigation Law for Interception of High-Speed Targets”, Def. Tech., Vol. 10, No. 3, pp. 298-303, 2014.

www.SID.ir

Archive of SID

10. Padhi, R., Chawla, C., and Das, P. G. "Partial Integrated Guidance and Control of Interceptors for High-Speed Ballistic Targets", J. Guid. Control Dyn. Vol. 37, No. 1, 2014.

11. Shaferman, V. and Sima, T. "Cooperative Optimal Guidance Laws for Imposing a Relative Intercept Angle", J. Guid. Control Dyn. Vol. 38, No. 8, pp. 1395-1408, 2015.

12. Su, W., Li. K., and Chen, L. "Coverage-Based Cooperative Guidance Strategy against Highly Maneuvering Target", Aerosp. Sci. Tech. Vol. 71, pp. 147-155, 2017.

13. Zhou, J. and Yang, J., "Distributed Guidance Law Design for Cooperative Simultaneous Attacks with Multiple Missiles", J. Guid. Control Dyn. Vol. 39, No. 10, pp. 2439-2447, 2016.

14. Shaferman, V. and Oshman, Y. "Stochastic Cooperative Interception Using Information Sharing Based on Engagement Staggering", J. Guid. Control Dyn. Vol. 39, No. 9, pp. 2127-2141, 2016.

15. Ljung, L. "System Identification: Theory for the User" Prentice Hall, United States, 1999.

16. Yanushevsky, R. "Modern Missile Guidance", CRC Press, United States, 2007.

www.SID.ir

Archive of SID

www.SID.ir