

طراحی قانون هدایت برای رهگیری اهداف با سرعت بسیار بالا با

استفاده از الگوریتم آموزشی بر مبنای شبیه‌ساز

حسن محمدخانی^{۱*}

دانشکده فنی و مهندسی
دانشگاه جامع امام حسین (ع)

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

سعید خان کلانتری^۱

دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر
دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

چکیده

در این پژوهش به مسئله رهگیری اهداف با سرعت بسیار بالا و بدون مانور پرداخته شده و قانون هدایت جدیدی برای افزایش احتمال برخورد طراحی شده است. چالش‌های مهم درگیری با این اهداف مواردی مانند سرعت زیاد نزدیک شدن و در نتیجه کمبود زمان لازم برای واکنش نهایی، وجود نویز با انحراف معیار بالا در حسگرها و در نتیجه عدم توانایی در شناسایی دقیق موقعیت اهداف و تأخیر دینامیکی قابل توجه در مرتبه زمانی فاز نهایی را شامل می‌شود. روش‌های هدایت موجود در ادبیات موضوع معمولاً با صرف نظر کردن یا تقلیل موارد فوق به سرعت پایین و پاسخ سریع موشک رهگیر به فرامین هدایت طراحی می‌شوند که در برخی موارد عملی اشاره شده در این مقاله کارایی چندانی ندارند. در این مقاله از دو ایده استفاده از تیم موشکی به شکل پشت سر هم به جهت مشارکت در شناسایی هدف و استفاده از قانون هدایت پله‌ای ثابت در راستای افزایش کیفیت رهگیری استفاده شده است. برای تعیین اندازه پله مذکور از یک مدل رگرسیون بر مبنای خروجی‌های نرم افزار شبیه‌ساز استفاده می‌شود. شبیه‌سازی روش ارائه شده روی مدل با دقت بالا کارایی عملکرد روش ارائه شده 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. Mohammadkhani²

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

* فارغ التحصیل کارشناسی ارشد: saidkhankalantary@gmail.com

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): hmohammadkhani@ihu.ac.ir

۱- مقدمه

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 رودرو 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 [۵-۶]. روش این دسته مقالات بر این مبناست که در درگیری کاملاً رودرو نرخ خط دید کوچک‌تر است و با توجه به سرعت بالای نزدیک‌شوندگی هدایت PN به اشباع نمی‌رود. دسته دیگر مقالاتی هستند که با هدف کاهش سرعت نزدیک‌شدن، صحنه درگیری را به جای رودرو، 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 [۸-۹]. دسته دیگر نیز مقالاتی هستند که به منظور 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 ذکر شده مسئله 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 فاصله نهایی تا حد بسیار بیشتری قابل قبول است، می‌تواند قابل‌توجه باشد اما در درگیری با موشک‌های بالیستیک این‌طور نیست.

در چند سال گذشته استفاده از تیم موشکی برای رهگیری اهداف متحرک مورد توجه 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 هندسه درگیری را بین یکدیگر تنظیم می‌کنند و بدین طریق قابلیت‌های دفاعی هدف را به اشباع می‌رسانند [۱۱-۱۳]. 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 به صورت موشک پیشین و پسین استفاده شده است. در این

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 به لحاظ فنی و هزینه‌ای ممکن است در دسترس نباشند. همچنین در سطوح پایین جو، نیروهای پسای بزرگی در مقابل پرنده‌های پرسرعت ایجاد می‌شود که در نتیجه 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 به دلیل غلظت پایین هوا امکان مانور رهگیر به منظور رفع خطای جهت‌گیری^۱ به‌کندی و با تأخیر قابل‌ملاحظه دینامیکی^۲ و همچنین با اندازه کمتری (عملاً و در شبیه‌سازی‌های ما حدود ۱۰g) میسر است [۴]. در کنار این شرایط محیطی، به دلیل طراحی پیشرفته بدنه 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 بدنه 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، به تنهایی 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

1- Heading error

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

خود در محدوده ارتفاعی درگیری نباشد). آنگاه تعیین قانون هدایت نهایی برای موشک پسین هدف این پژوهش است. قانون هدایت طراحی شده توانایی رهگیری اهداف ذکر شده 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 در نظر گرفته نشده است و روش‌های معمول هدایت همچون قوانین بهینه و از جمله روش‌های متنوع PN توانایی رهگیری این اهداف را ندارند چراکه سرعت بالای نزدیک شدن 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 به کار گرفته شده در این پژوهش بر مبنای استفاده از داده‌های ورودی و خروجی نرم‌افزار موازی شبیه‌ساز است که در ادامه جزئیات آن بیان می‌گردد.

در ادامه مقاله ابتدا به تعریف مسئله پرداخته و سپس روش نوین مورد استفاده 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 فاصله نهایی نشان داده می‌شود.

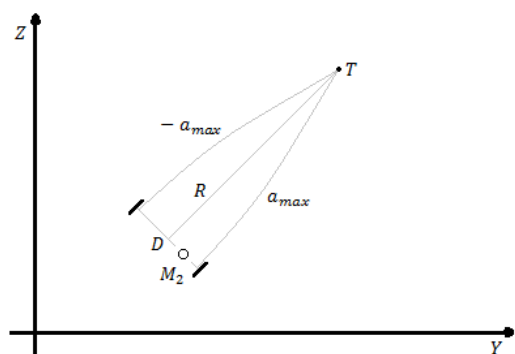
۲- بیان صورت مسئله

در این قسمت مختصات درگیری و پارامترهای آن بیان می‌گردد. بیان هندسی درگیری در صفحه مختصات دوبعدی انجام می‌گیرد و موشک‌ها و هدف به‌صورت جرم نقطه‌ای در نظر گرفته می‌شوند و از دینامیک زاویه‌ای آنها صرف نظر می‌گردد. با این حال همچنان که در ادامه مشاهده خواهد شد این فرضیات صرفاً جهت سادگی بیان روش در نظر گرفته شده‌اند. در قسمت شبیه‌ساز همه موارد مورد نیاز جهت درگیری در نظر گرفته می‌شوند. هندسه درگیری در شکل ۱ نشان داده شده است که در آن M_1 نشان‌دهنده موشک پیشین، M_2 بیانگر موشک پسین و T هدف است. r_1 ، r_2 و r_{21} به ترتیب بیانگر فاصله موشک پیشین تا هدف، فاصله موشک پسین تا هدف و فاصله موشک پسین از موشک پیشین است. λ_1 ، λ_2 و λ_{21} نیز به ترتیب نشان‌دهنده زاویه خط دید موشک پیشین از هدف،

پژوهش عامل اصلی عدم موفقیت در رهگیری اهداف، تأخیر در تشخیص مانور هدف در نظر 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 فاصله 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 فاصله نهایی نزدیک‌تری را نسبت به هدف داشته باشند.

در این پژوهش درگیری به شکل رودررو با هدف بدون مانور با سرعت بسیار بالا (بیش از چهار برابر) در نظر گرفته شده است. برای رهگیری از دو موشک استفاده می‌شود که لزومی به یکسان بودن 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 زاویه دید خود نسبت به موشک پیشین دارد. (در واقع تا زمان رد شدن موشک پیشین به این موشک می‌نگرد). با این حال به دلیل سطح مقطع راداری پایین در کنار محدودیت‌های عملیاتی، حسگرهای مورد استفاده برای شناسایی هدف چه روی زمین و چه نصب شده روی موشک پیشین، جز در فواصل نزدیک به هدف دارای نویز قابل توجهی هستند. به دلیل درگیری در ارتفاعات نسبتاً بالا، موشک‌های رهگیر دارای محدودیت شتاب جانبی هستند که همان نیز با تأخیر دینامیکی زیادی قابل دست‌یابی 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 فاصله نزدیک قرار می‌گیرد و می‌تواند در فاصله 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 محدوده مناسبی از هدف قرار می‌گیرد به نحوی که برای رهگیری دقیق هدف دچار اشباع شتاب جانبی نگردد (نیازمند شتابی بیش از شتاب اسمی

میانی در مکان نامعلومی از آن قرار دارد (فاز میانی مورد بحث 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 بازه D به‌نحوی در نظر گرفته شده است که در صورت وجود یک قانون هدایت صحیح موشک پسین می‌تواند بدون رسیدن به حد اشباع شتاب جانبی (a_{max}) هدف را رهگیری کند. با این حال فاصله R که در آن اطلاعات دقیق در اختیار موشک پسین قرار گرفته است به‌نحوی است که با توجه به سرعت نزدیک شدن، 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 همه این‌ها در حالیست که در فواصل نزدیک از فاصله R نیز مجدداً دریافت اطلاعات با افت کیفیت همراه خواهد بود. با توجه به ویژگی‌های گفته شده، طراحی قانون هدایتی با ساختار بازخور که بتواند برای رهگیری در حد اصابت مورد استفاده قرار گیرد به دلیل اشباع سریع، بسیار دشوار و وابسته به مکان قرارگیری موشک پسین در بازه D بوده و عملاً غیرقابل دستیابی است.



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

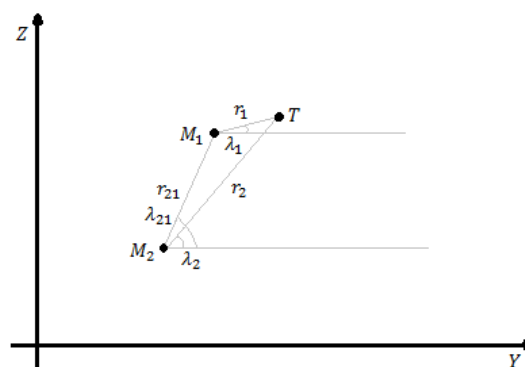
ایده جایگزین برای رهگیری اهداف با سرعت بالا در فاز نهایی استفاده از قانون هدایت با ساختار پیشخور است. این ایده از آن جهت عملی است که فرض شده است رهگیری هدف در محدوده شتاب جانبی قابل دستیابی موشک پسین است و به عبارت دیگر به‌ازای هر موقعیتی که موشک پسین در بازه D اختیار کند، یک و تنها یک قانون هدایت پله‌ای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

زاویه خط دید موشک پسین از هدف و زاویه خط دید موشک پسین از موشک پیشین است که همگی نسبت به مختصات مرجع اختیاری در نظر گرفته شده‌اند. فرض شده است که با توجه به کوچک بودن میزان r_1 در بازه زمانی کوتاهی تا عبور موشک پیشین از هدف، داده‌های دقیقی از r_1 و λ_1 در اختیار داریم. همچنین با توجه به ارتباط بلادرنگ دو موشک با یکدیگر با وجود فاصله به نسبت 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 بازه زمانی که داده‌های دقیق موشک پیشین در دسترس است، داده‌های r_2 و λ_2 نیز به شکل دقیقی برای موشک پسین در دسترس خواهند بود:

$$r_2^2 = r_1^2 + r_{21}^2 - 2r_1r_{21} \cos(\lambda_1 + (\pi - \lambda_{21})) \quad (1)$$

$$\lambda_2 = \lambda_{21} - \cos^{-1} \left(\frac{r_1^2 - r_2^2 - r_{21}^2}{-2r_1r_{21}} \right) \quad (2)$$

نکته ۱: در صورتی که جستجوگرهای سر موشک‌ها زاویه خط دید را نسبت به بدنه موشک و نه مختصات اینرسی بدهند، زاویه بدنه موشک نسبت به مختصات مرجع باید با دقت بالایی قابل تعیین باشد.



شکل (۱): هندسه عملیات رهگیری.

۳- به دست آوردن قانون هدایت نهایی

در فاز نهایی درگیری به دنبال آن هستیم تا با در دست داشتن داده‌های دقیق در بازه زمانی اندک، قانون هدایت لازم برای ایجاد کمترین خطای فاصله نهایی تا هدف را به دست بیاوریم. با توجه به بدون مانور بودن هدف، هندسه درگیری در فاز نهایی برای موشک پسین در شکل ۲ نمایش داده شده است. در این شکل D بازه‌ای است که موشک پسین به دلیل وجود عدم قطعیت در شناسایی هدف در انتهای فاز

شتاب جانبی نسبی موشک و هدف در ابتدای فاز نهایی مرتبط است. همچنین برای اینکه بتوان از مشتقات بالاتر شتاب جانبی با تقریب خوبی صرف نظر کرد، در ابتدای بازه زمانی که اطلاعات دقیق در اختیار موشک پسین قرار می گیرد شتاب جانبی اعمالی به موشک را تثبیت می کنیم. پارامترهای مستقل عنوان شده را می توان به ترتیب با میانگین λ_2 و تفاضل (مشتق) های اول و دوم در بازه زمانی در اختیار داشتن اطلاعات دقیق مرتبط دانست. بنابراین باتوجه به (۳) اندازه پله اعمالی در ابتدای فاز نهایی را می توان به صورت زیر نوشت:

$$\hat{a}_s = k_1 \overline{\lambda_2} + k_2 \overline{d(\lambda_2)} + k_3 \overline{d(d(\lambda_2))} \quad (7)$$

که در آن، \bar{M} و $d(M)$ به ترتیب به معنای میانگین و تفاضل M است و \hat{a}_s مقدار تخمین زده شده برای اندازه پله قانون هدایت اعمالی است. حال با داشتن سه پارامتر k_1 ، k_2 و k_3 می توان a_s را به دست آورد. برای به دست آوردن این پارامترها از برنامه شبیه ساز و روش حداقل مربعات (۶) استفاده می کنیم.

روش کار بدین صورت است که از ابتدای شروع مأموریت رهگیری، برنامه شبیه ساز با دریافت اطلاعات اولیه مأموریت همچون زاویه پرتاب موشک، زاویه پرواز هدف و سرعت های آنها به طور موازی شروع به کار می کند و تا انتهای فاز میانی به تعدادی مشخص مأموریت رهگیری را انجام می دهد. لازم به ذکر است که به دلیل وجود نویز در اندازه گیری ها موشک رهگیر هر بار در یک موقعیت و سرعت و شتاب خاصی در بازه D قرار می گیرد (به طور مشابه می توان شبیه سازی را صرفاً در فاز نهایی و با مقادیر اولیه 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 می گردد. با تکرار این عمل به تعداد مشخص، ماتریس Λ که درایه های هر سطر آن شامل اطلاعات یک بار رهگیری و بردار ستونی A ، که هر درایه آن شامل مقدار معادل a_s همان رهگیری برای برخورد است، تشکیل می گردد و می توان نوشت:

$$\Lambda K = A \quad (8)$$

که در آن، K بردار ستونی درایه های k است. حال برای به دست آوردن تخمینی از K خواهیم داشت:

مشخص و ثابت تابع پله به عنوان قانون هدایت در فاز نهایی ساده می شود.

۳-۱- رگرسیون خطی با تخمین حداقل مربعات

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

در مسئله رگرسیون می خواهیم با استفاده از تعدادی متغیر مستقل (رگرسور)، $\varphi_i, (i=1, \dots, d)$ ، بهترین تخمین برای یک متغیر وابسته، y ، را به دست آوریم. مدل به دست آمده یک مدل رگرسیون خواهد بود. این مدل با استفاده از تعدادی مشاهده قبلی از روابط میان y و φ ، به دست می آید. فرض می کنیم مدل رگرسیون به صورت خطی زیر باشد:

$$\hat{y} = g(\varphi) = \varphi^T \theta \quad (3)$$

که در آن، θ پارامترهای مجهول هستند. برای یافتن θ فرم ماتریسی y و φ را برای تعداد N مشاهده به صورت زیر در نظر می گیریم:

$$Y_N = [y(1) \dots y(N)]^T \quad (4)$$

$$\Phi_N = [\varphi(1) \dots \varphi(N)]^T$$

و θ را به نحوی تعیین می کنیم که مقدار واریانس زیر کمینه گردد (تخمین حداقل مربعات):

$$V_N(\theta) = \frac{1}{N} |Y_N - \Phi_N \theta|^2 \quad (5)$$

$$= \frac{1}{N} (Y_N - \Phi_N \theta)^T (Y_N - \Phi_N \theta)$$

به شرط $N > d$ ، تخمین متغیرهای مجهول به صورت زیر خواهد بود [۱۵]:

$$\hat{\theta}_N = [\Phi_N^T \Phi_N]^{-1} \Phi_N^T Y_N \quad (6)$$

۳-۲- تخمین اندازه قانون هدایت پله ای

حال با استفاده از مطالب مطرح شده، مدل رگرسیون برای استخراج قانون هدایت را به دست می آوریم. برای یافتن اندازه تابع پله به عنوان قانون هدایت ابتدا باید پارامتر یا پارامترهای مؤثر مستقل در آن را تعیین کرد. به طور شهودی واضح است که این اندازه به محل قرارگیری موشک در بازه D ، جهت بردار سرعت نسبی و همچنین میزان

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 به شکل پیش‌فرض تکرارپذیرند و برای ایجاد حالت تصادفی باید از پارامتر Seed استفاده کرد. بدین ترتیب به‌ازای ۵۰ Seed مختلف فرایند یادگیری و شناسایی پارامترهای طراحی انجام گرفته و سپس به‌ازای ۱۰۰ Seed مختلف و متفاوت از ۵۰ تایی قبلی، پارامترهای طراحی به‌دست‌آمده در عملیات رهگیری مورد استفاده قرار گرفته‌اند. سپس میانگین، انحراف معیار و فراوانی خطای فاصله نهایی به‌عنوان پارامتر کیفیت رهگیری حاصل شده‌اند. واضح است که در این وضعیت شبیه‌ساز و مدل واقعی تطابق صددرصد با یکدیگر دارند. قابل توجه است که فرض اولیه قرارگیری در بازه D برای عملکرد صحیح قانون هدایت، که معادل عدم اشباع شتاب جانبی موشک است، ضروری است، بنابراین، در صورتی که هر یک از ۱۰۰ اجرای عملیات رهگیری دچار اشباع عملگر شوند از فرایند آمارگیری 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 بازه D می‌آزماییم و نتایج را در کنار یکدیگر قرار می‌دهیم.

موشک هدف در نقطه‌ای با مختصات طول و ارتفاع ۱۰۰ Km برای اولین بار 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 سرعت ۱۲۰۰ m/s می‌رسد. همچنین موشک پسین نیز چند ثانیه پس از پرتاب موشک پیشین از همان نقطه و با همان زاویه پرتاب می‌شود به‌نحوی که اطلاعات دقیق را در فاصله‌ای به‌اندازه ۷۰۰۰ m مانده به هدف و به‌مدت ۰/۱ ثانیه و با فرکانس ۱۰۰ Hz (جمعا ۱۰ داده) دریافت می‌کند. در این بازه زمانی دستور هدایت اعمالی به موشک، صفر خواهد

$$\hat{K} = (\Lambda^T \Lambda)^{-1} \Lambda^T A \quad (9)$$

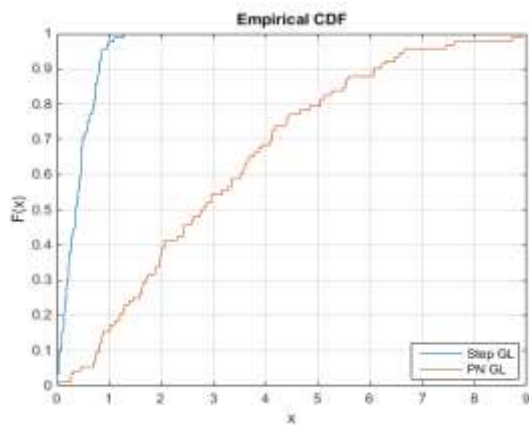
بدین ترتیب پارامترهای k_1 تا k_3 به‌دست آمده و از آنها می‌توان در ابتدای فاز نهایی عملیات رهگیری واقعی برای تعیین میزان شتاب جانبی جهت رهگیری دقیق استفاده کرد.

نکته ۲: شبیه‌ساز مورد استفاده باید تا حد امکان همه جوانب مأموریت رهگیری را دربر گیرد. از آن جمله می‌توان به پارامترهای جوی، انواع نویز دستگاه‌ها، خودخلبان مورد استفاده، گرانش و مدل هدف اشاره کرد. بررسی جزئی شبیه‌ساز مورد استفاده خارج از اهداف این مقاله است. با این حال در این پژوهش، شبیه‌سازی بر مبنای 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، اتوپایلویت سه‌حلقه، مدل عملگر، روابط و ضرایب آیرودینامیکی، مدل نویزی رادار و جستجوگر و فیلترهای متناسب کالمن استفاده شده است.

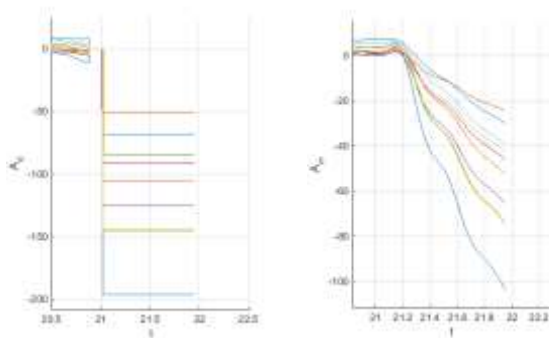
نکته ۳: به‌جای اجرای شبیه‌ساز با آغاز مأموریت یا همراه آن می‌توان به‌ازای پارامترهای مهم و متداول عملیات، از قبل اجراهای مختلفی از شبیه‌ساز را انجام داده و نتایج آنها را در جداول بهره‌ثبت و نگهداری کرد و در مواقع لزوم مورد استفاده قرار داد.

نکته ۴: واضح است که اندازه پله 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.

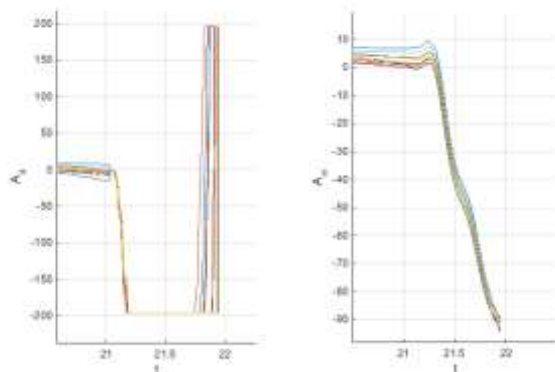
نکته ۵: متغیرهای مستقل معرفی شده در روش پیشنهادی با یک دید شهودی نسبت به وضعیت موشک در شرایط ابتدای فاز نهایی به‌دست آمده‌اند و کاملاً جنبه فیزیکی دارند. اضافه کردن سایر متغیرهای فیزیکی و مجازی می‌تواند مسئله را دقیق‌تر یا پیچیده‌تر کند. حتی می‌توان از روش‌های مدل‌سازی پیشرفته‌تری همچون شبکه‌های عصبی نیز استفاده کرد. در هر حال ایده مسئله پابرجا است و



شکل (۳): نمودار فراوانی خطای فاصله 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 اعمال شده، سمت راست شتاب جانبی به دست آمده توسط موشک.



شکل (۵): نمودار شتاب جانبی برای برخی از اجراها با واحد m/s^2 برای قانون هدایت PN توسعه یافته. سمت چپ قانون هدایت اعمال شده، سمت راست شتاب جانبی به دست آمده توسط موشک.

بود و در انتهای آن یعنی در حدود 6000 m مانده تا هدف قانون هدایت پله‌ای (و همچنین قانون هدایت PN توسعه یافته جهت مقایسه) به موشک پسین اعمال می‌شود. انحراف معیار نویز (با میانگین صفر) اعمالی روی حسگرها (خروجی خط دید) به ترتیب $10^{-5} R^2$ و $0.01 R^2$ برای رادار و جستجوگر است که در آن R فاصله حسگر تا هدف با واحد Km است. باتوجه به مقادیر استفاده شده برای پارامترهای مرتبط با ضرایب آیرودینامیکی موشک‌ها، ثابت زمانی به دست آمده برای موشک در ارتفاع حدود 20 کیلومتری تقریباً برابر با 1 ثانیه است. در شبیه‌ساز گرانش لحاظ شده است، اما نیروی پسای وارد بر موشک هدف به دلیل ارتفاع بالای درگیری صرف نظر شده است. با این حال، همانگونه که قبلاً بیان شد، اضافه کردن هر یک از موارد ساده شده به شبیه‌سازی صرفاً موجب تغییر فرایند یادگیری شده و نتایج متفاوتی برای پارامترهای شناسایی شده به دست خواهد داد.

باتوجه به شرایط فوق نتایج یادگیری و شناسایی پارامترهای طراحی به صورت زیر به دست آمدند:

$$K = [47987 \quad -55314 \quad -1786]^T$$

با اعمال پارامترهای فوق به شبیه‌سازی، نتایج جدول ۱ به ازای ۹۲ اجرای از درون بازه D برای قوانین پله‌ای و PN توسعه یافته به دست می‌آیند (۸ اجرا از ۱۰۰ اجرا در انتهای فاز میانی در بازه 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 فراوانی نتایج در شکل ۳ و شتاب جانبی اعمالی و به دست آمده توسط موشک پسین برای برخی اجراها برای قانون هدایت پله‌ای در شکل ۴ و برای قانون هدایت PN توسعه یافته در شکل ۵ نشان داده شده است.

مقدار آن وابسته به داده‌های جدید حسگرها در طول فاز نهایی نباشد. اندازه این پله نیز با استفاده از داده‌های ورودی و خروجی یک شبیه‌ساز و مدل رگرسیون حاصل گشت. نتایج شبیه‌سازی نیز نشان‌دهنده 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.

باتوجه به نمودار شکل ۳، با احتمال بیش از ۹۵ درصد خطای فاصله نهایی برای قانون هدایت پله‌ای زیر یک متر خواهد بود و این خطا با احتمال حدود ۷۰ درصد به زیر ۰٫۵ متر می‌رسد این در حالی است که قانون هدایت PN توسعه‌یافته با احتمال ۱۵ درصد به خطای فاصله نهایی زیر یک متر می‌رسد. همچنین با توجه به نمودار شکل‌های ۴ و ۵ دیده می‌شود که در فاز نهایی و بعد از قفل شدن 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 غیرکمینه‌فاز بودن موشک‌های با بالک در دم نیز در شکل به خوبی قابل مشاهده است.

۵- نتیجه‌گیری

ملاحظات عملی متعدد باعث می‌شود که نتوان صرفاً از دستاوردهایی که با ساده‌سازی‌ها و در نظر گرفتن فرضیات غیرقابل تحقق حاصل گشته‌اند در مقام عمل سود جست. در این مقاله برخی چالش‌های مهم که در یک عملیات رهگیری موشک‌های پرسرعت بالیستیک وجود دارد در نظر گرفته شده و براساس آن به طراحی قانون هدایت مناسب با هدف ایجاد خطای فاصله نهایی کمینه در حد اصابت پرداختیم. این موارد شامل فاصله اندک زمانی تا برخورد در فاز نهایی رهگیری به دلیل سرعت بالای نزدیک‌شدن، خطای بالای شناسایی هدف به دلیل وجود نویز بالای حسگرها در کنار سطح مقطع راداری پایین موشک هدف و تأخیر قابل توجه دینامیکی موشک رهگیر در ارتفاع درگیری است که در مجموع 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 به شکل پشت سر هم است تا موشک پیشین بتواند برای لحظاتی داده دقیق و باکیفیت از موشک هدف را به موشک پسین مخابره کند و ایده دوم استفاده از قانون هدایت به شکل پله ثابت در طول فاز نهایی است به طوری که

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.
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.

