مجله کنترل
ISSN (print) 2008-8345
ISSN (online) 2538-3752
جلد۱۳، شماره ۴، زمستان ۱۳۹۸، صفحه ۸۸-۷۷

طراحی یک روش جدید هدایت موشک مبتنی بر راهبرد نقطه برخورد و منطق فازی در برابر اهداف مانور بالا

امین آدینه اهری[۱]، علی کارساز[۲]

۱-کارشناسی ارشد مهندسی برق، گرایش کنترل، موسسه آموزش عالی خراسان، aadinehahari@khorasan.ac.ir

۲- استادیار، مهندسی برق، گروه کنترل، موسسه آموزش عالی خراسان، karsaz@khorasan.ac.ir

دریافت: ۱۳۹۶/۱۱/۰۷ ویرایش: ۱۳۹۷/۰۲/۰۸ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۴/۱۳

چکیده: این مقاله به ارایه یک قانون هدایت ترکیبی جدید مبتنی بر روش کلاسیک نقطه برخورد و روش هوشمند منطق فازی برای هدایت موشک در فاز نهایی رهگیری برای اهداف مانور بالا می‌پردازد. طراحی قانون هدایت برای اهداف موشکی مانور پائین به علت خطی بودن روابط حاکم بر سینماتیک درگیری موشک و هدف بر اساس محاسبه زاویه سمت مطلوب ساده و آسان است. حال آنکه این طراحی برای اهداف موشکی مانور بالا به علت غیرخطی بودن روابط، پیچیده و همگرایی این روش‌ها زمان‌بر است لذا در این مقاله با استفاده از نتایج قانون هدایت برای اهداف مانور پائین و نیز به کمک منطق‌فازی، روش جدیدی برای تعیین نقطه برخورد و زمان برخورد موشک استخراج می‌شود. نتایج عملکردی روش پیشنهادی با عنوان قانون هدایت نقطه برخورد فازی، با نتایج حاصله از روش متداول کنترل مد لغزشی، روش جدید ناوبری تناسبی افزوده و روش نقطه برخورد به تنهایی مقایسه شده است. کاهش در زمان‌های برخورد در کنار بهبود قابل ملاحظه شتاب کنترلی اعمالی به موشک در چهار سناریوی متفاوت درگیری موشک و هدف از جمله دستاوردهای روش ترکیبی جدید می‌باشد.

کلمات کلیدی: هدایت و کنترل موشک، قانون هدایت نقطه برخورد فازی، اهداف راداری مانور بالا

A New Missile Guidance Law Design based on Interception Point Strategy and Fuzzy Logic against High Maneuvering Targets

Amin Adineh Ahari, Ali Karsaz

Abstract: This paper presents a new hybrid guidance law based on classical interception point strategy and intelligent fuzzy logic methodology for missile guidance in the terminal phase for high maneuvering targets tracking. Due to the linear relationships of the missile -target engagement against the low maneuvering targets, the guidance law will be simply obtained based on the desired course angle of the missile. Since the missile-target engagement equations are highly nonlinear models, the guidance law solution against the high maneuvering targets is so complicated and time consuming. Therefore, the new guidance law against the high maneuvering targets is provided to calculate the interception point and time by using the obtained guidance law from the low maneuvering target and fuzzy logic. Performance comparisons are shown between the new fuzzy collision point (FCP) guidance law and the traditional sliding mode control, recently proposed augmented proportional navigation and collision point methods. Reducing in interception times besides the considerably improvement in control effort on four different missile-target engagement scenarios are among the achievements of the new hybrid method.

Keywords: Missile guidance and control, Fuzzy interception point guidance law, High maneuvering target tracking

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

۱- مقدمه

در عرصه فن‌آوری‌های موشکی و در حیطه طراحی مکانیزم‌های کنترل و هدایت موشک‌هایی که برای نابودی اهداف متحرک با سرعت و مانور بالا استفاده می‌گردند، دو فاز میانی[۱] و فاز هدایت نهایی[۲]یا فاز آشیانه‌یابی (هومینگ[۳]) اهمیت بسیاری دارند. به دلیل بالا بودن سرعت و شتاب هدف با اندک مانوری در مشخصات حرکتی هدف، ممکن است موشک از هدف جا مانده و یا زمان اصابت افزایش یابد. لذا طراحی یک مکانیزم هدایتی که بتواند با کم‌ترین انرژی و در کمترین زمان پروازی، موشک را به نقطه برخورد[۴] با هدف برساند، حائز اهمیت خواهد بود [۱].

برای هدایت موشک تا هدف روش‌های متعددی ارائه گردیده است. یکی از پرکاربردترین مکانیزم‌های هدایت موشک، هدایت تعقیبی[۵] است. در این روش موشک در مسیر جابجایی هدف حرکت می‌نماید. اگر سینماتیک حرکات هدف دارای مانور زیادی باشد، احتمال جاماندن موشک و اصابت آن به هدف کاهش می‌یابد، بنابراین برای رفع این نقیصه باید سرعت و قابلیت شتاب‌گیری موشک نسبت به هدف به طور چشم‌گیری بالاتر باشد. با توجه به عملکرد این روش از آن برای فاز آشیانه‌یاب یا هومینگ استفاده می‌گردد. از زاویه خط دید[۶] (LOS) به عنوان ابزاری در تحلیل هندسه مسئله در این روش استفاده می‌شود [۲]. یکی از روش‌های کنترلی که در تعیین قانون کنترل و هدایت موشک کاربرد دارد، رویکرد کنترل مد لغزشی[۷] (SMC) است. در این نوع هدایت، معادلات غیرخطی ناشی از خط دید، بر اساس تعریف سطح لغزش مناسب حل می‌گردد [۵-۳]. از این روش برای طراحی هدایت مقاوم با داشتن حداقل اطلاعات از عدم قطعیت‌های سیستم استفاده شده است [۶-۷] . روش‌های متنوع دیگر مانند روش‌های مبتنی برکنترل H_∞ [۹-۸]،کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی[۸] (PID) [۱۰] و روش‌های ترکیبی مانند تصحیح کنترل مد لغزشی و تاخیر اینرسی[۹] [۴] از جمله روش‌های کلاسیک استفاده شده در زمینه هدایت و ناوبری موشک در فاز آشیانه‌یابی می‌باشند.

یکی دیگر از پرکاربردترین روش‌های هدایت و کنترل فاز هومینگ موشک‌ها، ناوبری تناسبی[۱۰] (PN) است. از PN به دلیل سادگی استفاده گسترده‌ای در موضوع هدایت شده است. در این روش، بردار هدایت متناسب با سرعت نسبی بین هدف و موشک تعیین می‌گردد. بکارگیری این روش برای اهداف بدون مانور و نیز اهداف دارای مانور با شتاب ثابت، نتایج مناسبی در پی‌دارد [۱۳-۱۱]. برای اهداف با مانور بالا نیز روش‌های مبتنی بر تصحیح و ارتقاء الگوریتم PN ارائه گردیده است از جمله این روش‌ها، روش ناوبری تناسبی افزوده[۱۱] (APN) است [۱۴] که اثر شتاب جانبی هدف با شتاب مناسب موشک در روش استاندارد تناسبی جبران گردیده و موشک توانایی برخورد با اهداف دارای مانور بالا را پیدا می‌کند [۱۵-۱۴] . روش‌های دیگری همچون اصلاح هدایت ناوبری تناسبی[۱۲] ($MPNG$) بر اساس پیش‌بینی مانورهای تصادفی[۱۳] [۱۶]، بکارگیری روش هدایت تطبیقی سریع[۱۴] در مواجهه با اهداف راداری مانور بالا [۱۸-۱۷] و استفاده از مشاهده‌کننده‌های پیش‌بین[۱۵] جهت غلبه بر تاخیر جستجوگر موشک[۱۶] [۱۹] از جمله روش‌های بهبود یافته PN محسوب می‌شوند.

روش مبتنی بر هندسه درگیری[۱۷] یکی دیگر از استراتژدی‌های هدایت موشک می‌باشد. در این استراتژدی طیف گسترده‌ای از مانورهای هدف در نظر گرفته می‌شود و مسیر مطلوب با استفاده از مفاهیم دیفرانسیل هندسی محاسبه می‌گردد. این راهبرد هدایت غالبا در فاز میانی حرکت موشک و سیستم‌های دفاعی کارایی دارد [۲۲-۲۰]. یکی از استراتژدی‌های کمتر توسعه یافته در هدایت موشک، هدایت بر اساس برخورد خالص[۱۸] است. این راهبرد به طراحی یک مسیر مستقیم پروازی جهت برخورد با هدف می‌پردازد [۴] [۲۳]. به دلیل پیچیدگی طراحی هدایت در این روش، این راهبرد غالبا برای رهگیری اهداف بدون مانور و سرعت کم استفاده می‌شود.

روش‌های کنترل هوشمند در سال‌های اخیر کاربردهای فراوانی در بهینه‌سازی مسائل هدایتی پیدا کرده‌اند. کنترل فازی [۲۶-۲۴] و روش‌های مبتنی بر شبکه‌های عصبی [۲۸-۲۷] از جمله روش‌های هوشمند مورد علاقه طراحان در این دسته از مقالات است. از این روش‌ها به صورت مستقیم یا غیرمستقیم برای حل معادلات غیرخطی و یا بهینه‌سازی برخی ضرایت و پارامترهای مورد نظر برای رسیدن به هدایت مطلوب استفاده می‌شود [۲۹]. روش پیشنهادی مرجع [۲۵] یک روش هدایت موشک در فازهای میانی و نهایی پرواز موشک، بر اساس منطق فازی بوده که سیستم منطق فازی پیشنهادی دارای دو ورودی خطای زاویه هدایت بین موشک و هدف و مشتق آن است که در دو صفحه هدایت عمودی[۱۹] و صفحه هدایت افقی[۲۰] به شکل مجزا، صورت می‌پذیرد. خروجی سیستم استنتاج فازی بکارگیری شده مقادیر زاویه حمله[۲۱] و زاویه غلطش[۲۲] یا زاویه رول موشک است. روش هدایت در این مقاله، به دسته روش‌های هدایت تعقیبی

1 - Midcourse phase
2 - Terminal phase
3 - Homing Phase
4 - Point of collision
5 - Pursuit guidance
6 - Line of Side
7 - Sliding Mode Control
8 - Proportional-Integral-Derivative
9 - Inertial delay
10- Proportional navigation
11- Augmented proportional navigation
12- Modified proportional navigation guidance
13- Random target maneuvers
14- Fast adaptive guidance
15- Predictor observers
16- Missile seeker
17- Engagement geometry
18- Pure collision
19- Vertical guidance plane
20- Horizontal guidance plane
21- Angle of attack
22- Roll angle

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

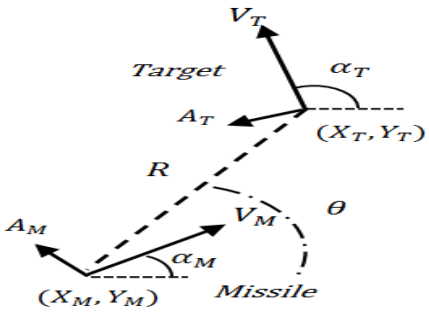
تعلق داشته و چنانچه اشاره گردید در این روش هدایت و کنترل، همواره موشک سعی در تعقیب هدف از طریق قرارگیری پیوسته در مسیر حرکت هدف دارد، لذا بکارگیری این روش برای اهداف راداری مانور بالا، نیازمند شتاب‌های جانبی زیاد برای موشک است. بکارگیری قانون هدایت در دو فاز پی‌درپی میانی و نهایی که مستلزم فعال بودن رادار موشک برای مدت طولانی است از جمله معایب روش پیشنهادی در این مقاله محسوب می‌گردد. مقاله مرجع [۲۶] به تبیین یک روش تلفیقی منطق فازی و روش SMC ($FSMC$)، برای اهداف ساکن و یا با مانور پائین می‌پردازد. نتایج شبیه سازی در این مقاله در دو سناریو تعریف شده، نشان دهنده ساکن بودن هدف برای یک موشک با سرعت ثابت است. اگرچه منطق بکار رفته برای اهداف موشکی ساکن و حتی مانور پائین دارای نتایج قابل قبولی در این مقاله بوده ولیکن بکارگیری این روش برای اهداف موشکی مانور بالا، مناسب نیست.

در این مقاله یک روش جدید براساس راهبرد نقطه برخورد و تلفیق مناسب آن با منطق فازی ارائه می‌گردد. هدف این روش محاسبه نقطه برخورد موشک با اهداف دارای مانور بالا می‌باشد. در بسیاری از مقالات محاسبه شتاب جانبی موشک به عنوان خروجی سیستم هدایت و ناوبری مورد توجه و محاسبه بوده است حال آنکه در این مقاله حل معادلات اصابت، بر اساس محاسبه زاویه سمت مطلوب موشک مد نظر قرار گرفته است. لذا تبدیل شتاب جانبی مطلوب موشک به زاویه سمت مطلوب موشک جهت برخورد به هدف، در مرحله نخست با استفاده از یک کنترل‌کننده درجه یک، صورت می‌پذیرد در این روش برخلاف روش‌های مرسوم، تحلیل در مختصات کارتزین صورت گرفته و نتیجه به مختصات قطبی تبدیل می‌گردد. این روش بر دو تحلیل مانور کم و زیاد اهداف موشکی بنا شده است. در هر یک از این تحلیل‌ها، روش پیشنهادی مانورهای کم و زیاد را به ترتیب به صورت توابع ضربه و پله برای شتاب هدف، فرض می‌نماید محاسبه نقطه برخورد و زمان برخورد برای وضعیت مانور کم به سهولت صورت می‌پذیرد زیرا روابط حاصله، به‌صورت خطی خواهند بود. حال آنکه برای اهداف مانور بالاتر، موضوع تعیین زمان و زاویه مطلوب سمت موشک جهت برخورد، به مسئله حل معادلات غیرخطی باز می‌گردد که این حل مبتنی بر روش‌های تکراری بوده و بعضا زمان‌بر هستند. جهت رفع این معضل در سناریوهای درگیری موشک و هدف با مانور بالا، می‌توان از تلفیق سیستم استنتاج فازی و نتایج حاصل از حالت مانور کم استفاده نمود.

تعریف هندسه درگیری و بیان معادلات حرکتی موشک و هدف در بخش دوم مقاله مطرح شده و نیز توسعه این معادلات در مختصات کارتزین در بخش سوم بیان می‌شود. روابط و معادلات طراحی روش هدایت موشک مبتنی بر زاویه برخورد در بخش چهارم ذکر شده در این بخش معادلات روش هدایت برای اهداف بدون مانور و با مانور و تصحیح قانون هدایت بر اساس منطق فازی مطرح می‌شود نتایج شبیه سازی در بخش پنجم خواهد آمد. همچنین تحلیل و نتیجه‌گیری نتایج حاصل از روش پیشنهادی در مقایسه با روش‌های مرسوم SMC، PC و APN در بخش نتیجه‌گیری مقاله به دقت مورد بحث و بررسی قرار گرفته است.

۲- تعریف هندسه درگیری و معادلات حرکتی موشک و هدف

معمولا در مقالات روش‌های هدایت و ناوبری فاز نهایی موشک، هندسه درگیری در دستگاه مختصات کارتزین در صفحه قرارگیری هدف و موشک بررسی می‌گردند. هندسه دو بعدی مختصات درگیری موشک و هدف جهت تعریف و توضیح مسئله در شکل (۱) آمده است.



شکل (۱) هندسه درگیری موشک و هدف در دستگاه مختصات کارتزین دو بعدی

معادلات حرکتی مربوطه در مختصات کارتزین به صورت روابط زیر قابل بیان است.

$$\dot{X}_T = V_T Cos\alpha_T \quad (۱)$$

$$\dot{Y}_T = V_T Sin\alpha_T \quad (۲)$$

$$\dot{\alpha}_T = w_c = \frac{A_T}{V_T} \quad (۳)$$

$$\dot{X}_M = V_M Cos\alpha_M \quad (۴)$$

$$\dot{Y}_M = V_M Sin\alpha_M \quad (۵)$$

$$\dot{\alpha}_M = w_m = \frac{A_M}{V_M} \quad (۶)$$

که در آن (X_T, Y_T) و (X_M, Y_M) به ترتیب موقعیت قرارگیری هدف و موشک در مختصات کارتزین، V_T و V_M نمایش سرعت‌های هدف و موشک، A_T و A_M شتاب‌های جانبی هدف و موشک، w_c و w_m سرعت‌های زاویه‌ای و α_T و α_M به ترتیب زاویه‌های مسیر حرکتی هدف (کورس هدف[۲۳]) و مسیر پروازی موشک را نسبت به محور X نشان می‌دهند. A_T به عنوان یک تابع ناشناخته که فقط مقادیر هر لحظه آن مشخص است، در نظر گرفته می شود. لازم به ذکر است دسته وسیعی از مقالات جهت برآورد و یا تخمین میزان شتاب هدف به‌وسیله روش‌های تخمین و پیش‌بینی که به تخمین ورودی نامعلوم معروف هستند، وجود دارند [۳۰] [۳۱]. برای ساده سازی معادلات حرکتی فرض می‌شود که

23- Target course

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

V_T و V_M در بازه زمانی نمونه برداری رادار موشک، ثابت هستند و جهت عملی بودن برخورد، مقدار عددی V_M بزرگتر از V_T در نظر گرفته می‌شود. با توجه به روابط (۱) تا (۶)، فاصله قرارگیری موشک تا هدف یا برد[۲۴] ($R(t)$) و زاویه خط دید ($\theta(t)$) نیز از رابطه زیر در دسترس هستند.

$$R(t) = \sqrt{\left(X_T(t) - X_M(t)\right)^2 + \left(Y_T(t) - Y_M(t)\right)^2} \quad (۷)$$

$$\theta(t) = tan^{-1}\left(\frac{Y_T(t) - Y_M(t)}{X_T(t) - X_M(t)}\right) \quad (۸)$$

۳- تحلیل حرکت هدف و موشک در مختصات کارتزین

برای طراحی قانون هدایت مدل‌سازی حرکات هدف و یافتن مختصات هدف در زمان‌های مختلف امری ضروری است. حرکت هدف در دو وضعیت "مانور پائین" و "مانور بالا" مورد تحلیل و بررسی قرار می‌گیرد. طبق تعریف، وضعیت مانور بالا با لحاظ نمودن یک شتاب ثابت برای دینامیک هدف در نظر گرفته می‌شود. اصطلاح مانور پائین (مانور کم) یا مانور بالا (مانور زیاد) که مورد اختلاف مقالات متعدد است، در این مقاله به معنی تغییر مسیر وسیله در حال حرکت از مسیر مستقیم الخط که منجر به تغییر سمت آن نیز می‌شود، لحاظ خواهد شد [۳۳-۳۰]. نحوی تحلیل به گونه‌ای است که با استفاده از تعدادی تابع شناخته شده به عنوان شتاب هدف، رابطه موقعیت هدف تعیین می‌گردد. روابط حاکم بر حرکت موشک به دو بخش خطی و غیرخطی تقسیم می‌شوند که با حذف قسمت خطی ورودی، زاویه مطلوب تغییر سمت موشک محاسبه و درنهایت مقدار تابع موقعیت هدف مشخص می‌شود.

۳-۱- بررسی حرکت هدف در وضعیت مانور پائین هدف

برای تحلیل و محاسبه پارامترهای مورد نیاز در وضعیت مانور پائین، باید تابعی را برای شتاب هدف در نظر گرفت که حرکت مانور هدف را شبیه‌سازی نماید. در این مقاله در صورتی که مسیر حرکت هدف در یک لحظه کوتاه دارای تغییر کوچکی باشد، آن‌را به عنوان مانور پائین تعریف می‌نماید این موضوع در دینامیک حرکت هدف به معنی داشتن یک شتاب لحظه‌ای کوتاه برای یک هدف نوعی است. با در نظر گرفتن شتاب جانبی هدف به صورت ضربه یا یک پالس کوچک، تعریف مورد نظر از شتاب هدف مانور پائین برآورده می شود. لذا شتاب هدف به صورت یک تابع ضربه در زمان t_0 و با دامنه a_T به شکل زیر فرض می‌گردد:

$$A_T(t) = a_T\delta(t - t_0) \quad (۹)$$

در این صورت سمت حرکت هدف با انتگرال‌گیری از رابطه (۳) و با در نظر گرفتن شتاب رابطه (۹) به صورت زیر محاسبه خواهد شد:

$$\alpha_T(t) = \frac{a_T}{V_T}u(t) + \alpha_T(t_0) \quad (۱۰)$$

در این رابطه، $\alpha_T(t_0)$ زاویه کورس ابتدایی حرکت هدف قبل از شروع مانور محسوب می‌گردد. این رابطه نشان دهنده یک زاویه‌ای کورس ثابت با دامنه $\frac{a_T}{V_T}$ برای هدف بوده با جایگذاری رابطه (۱۰) در روابط (۱) و (۲) و انتگرال‌گیری از این روابط، جابجایی هدف در راستای محورهای X و Y محاسبه می‌شود.

$$X_T = \int_{t_0}^{t} V_T Cos(\frac{a_T}{V_T}u(t) + \alpha_T(t_0))dt = V_T t Cos\left(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0)\right) + X_T(t_0) \quad (۱۱)$$

$$Y_T = \int_{t_0}^{t} V_T Sin\left(\frac{a_T}{V_T}u(t) + \alpha_T(t_0)\right)dt = V_T t Sin(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0)) + Y_T(t_0) \quad (۱۲)$$

در رابطه فوق $X_T(t_0)$ و $Y_T(t_0)$ به ترتیب موقعیت قرارگیری هدف در لحظه ابتدایی قبل از شروع مانور در مختصات کارتزین در راستای محورهای x و y است. همچنین در انتگرال‌گیری‌های فوق به علت ثابت بودن توابع سینوس و کسینوس و عدم وابستگی آنها به زمان، از انتگرال بدون تغییر خارج می‌شوند. بر اساس روابط فوق، یک حرکت مانور پائین برای هدف به معنی شتاب جانبی ضربه، سرعت زاویه‌ای ضربه و چرخش کورس هدف به یک مقدار ثابت خواهد بود.

۳-۲- بررسی حرکت هدف در وضعیت مانور بالا

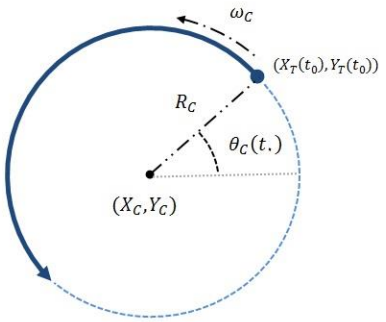
با در نظر گرفتن شتاب جانبی هدف به صورت یک تابع پله وضعیت مانور بالا نسبت به حالت مانور پائین قابل بیان است. اگر شتاب جانبی هدف به صورت یک تابع پله در زمان t_0 و با دامنه a_T فرض گردد:

$$A_T(t) = a_T u(t - t_0) \quad (۱۳)$$

پس کورس حرکت هدف به صورت رابطه زیر محاسبه خواهد شد.

$$\alpha_T(t) = \frac{a_T}{V_T}t + \alpha_T(t_0) \quad (۱۴)$$

طبق این رابطه، زاویه حرکت هدف (کورس حرکت هدف) به صورت ثابت با زمان در حال افزایش است این وضعیت به معنی چرخش هدف با شعاع ثابت در یک مسیر دایره‌ای مطابق شکل (۲) خواهد بود.



شکل (۲) مسیر دایره‌ای حرکت هدف در مانور بالا به ازای شتاب جانبی پله

24- Range

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

با اعمال ورودی پله به شتاب هدف، هدف بر روی یک دایره شعاع ثابت مانند شکل (۲) حرکت خواهد کرد که مرکز، شعاع و سرعت زاویه ای با جایگذاری رابطه (۱۴) در روابط (۱) و (۲) به صورت رابطه زیر محاسبه می گردد.

$$X_C = X_T(t_0) - \frac{V_T^2}{a_T} Sin\left(\alpha_T(t_0)\right) \quad (۱۵)$$

$$Y_C = Y_T(t_0) + \frac{V_T^2}{a_T} Cos\left(\alpha_T(t_0)\right) \quad (۱۶)$$

$$R_C = \frac{V_T^2}{|a_T|} \quad (۱۷)$$

$$\theta_C(t) = \omega_C t + \theta_C(t_0) \quad (۱۸)$$

$$\omega_C = \frac{a_T}{V_T} \quad (۱۹)$$

$$\theta_C(t_0) = tan^{-1}\left(-cot^{-1}\left(\alpha_T(t_0)\right)\right) \quad (۲۰)$$

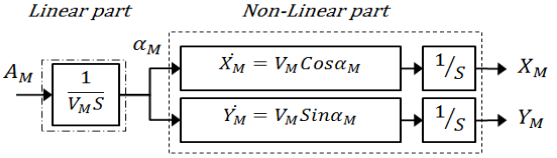
که (X_C, Y_C) مرکز دایره فرضی در حال چرخش، R_C شعاع دایره مورد نظر، ω_C سرعت زاویه‌ای حرکت هدف روی دایره مورد نظر، $\theta_C(t)$ زاویه هدف نسبت به مرکز دایره در زمان t و $(X_T(t_0), Y_T(t_0))$ مختصات هدف در لحظه شروع مانور در مختصات کارتزین می‌باشد. طبق روابط (۱۵) و (۱۶)، مرکز دایره‌ای که هدف حول آن به علت شتاب جانبی در حال چرخش است، در لحظه اعمال شتاب جانبی تشکیل می‌گردد. بر اساس رابطه (۱۸) و (۱۹) حرکت هدف با سرعت زاویه‌ای ثابت بوده لذا کورس حرکت هدف با زمان به شکل ثابت در حال افزایش است با توجه به شکل (۲) و روابط (۱۵) تا (۲۰)، رابطه موقعیت قرارگیری هدف در مختصات کارتزین نسبت به مرکز دایره ایجاد شده (X_C, Y_C)، در هر لحظه زمانی قابل محاسبه است.

$$X_T(t) = X_C + R_C Sin\left(\theta_C(t)\right) \quad (۲۱)$$

$$Y_T(t) = Y_C + R_C Cos\left(\theta_C(t)\right) \quad (۲۲)$$

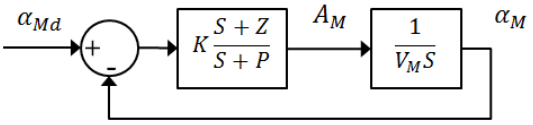
۳-۳- بررسی حرکت موشک و بخش بندی سیستم حرکتی

با توجه به معادلات (۴) تا (۶) که مبین سینماتیک حرکت موشک است، می‌توان روابط را به دو بخش غیر خطی (روابط (۴) و (۵)) و خطی (رابطه (۶)) تفکیک نمود. با در نظر گرفتن این روابط، معادله (۶) رابطه خطی بین شتاب جانبی و کورس موشک و روابط (۴) و (۵) مبین رابطه غیرخطی بین کورس و موقعیت قرارگیری موشک در مختصات کارتزین مطابق شکل (۳) است.



شکل (۳) تفکیک اجزاء سینماتیک حرکت موشک به دو بخش خطی و غیرخطی

با توجه به شکل (۳) در صورت حذف بخش خطی مربوط به محاسبه سمت از روی شتاب جانبی موشک، سیستم حرکت موشک با ورودی سمت قابل بیان است. برای تحقق این موضوع پیشنهاد استفاده از یک کنترل کننده تطبیقی خطی داده می‌شود. ساده‌ترین کنترل برای حل این مشکل، استفاده از کنترل کننده درجه یک مطابق شکل (۴) است.



شکل (۴) کنترل کننده تطبیقی خطی برای حذف قسمت خطی سیستم سینماتیک حرکت موشک

اگر سیستم کنترل‌کننده درجه یک با قطب P، صفر Z و بهره K در نظر گرفته شود. رابطه سمت مطلوب موشک (α_{Md}) و سمت موشک به صورت زیر قابل بیان است.

$$\alpha_{Md} = \frac{K(S+Z)}{V_M S^2 + (PV_M + K)S + KZ}\alpha_M \quad (۲۳)$$

برای ایجاد یک سیستم پایدار با عملکرد مطلوب مقادیر قطب، صفر و بهره با سعی و خطا در محدوده زیر پیشنهاد می گردد.

$$0 < Z \leq 1 \qquad P \geq 1 \quad (۲۴)$$

$$K = V_M\left(\frac{P}{Z}\right) \quad (۲۵)$$

با استفاده از کنترل کننده تطبیقی فوق، رابطه (۶) عملا حذف و ورودی سینماتیک موشک α_M که همان سمت مطلوب حرکت موشک است، باقی می‌ماند. در واقع با استفاده از روابط فوق، روش پیشنهادی در این مقاله به جای محاسبه و طراحی قانون هدایت برای بدست آوردن شتاب جانبی مطلوب، به دنبال تعیین سمت مطلوب برای هدایت موشک خواهد بود. با توجه به این نکته که مقدار مطلوب سمت موشک برای کل مسیر یک مقدار ثابت در نظر گرفته می‌شود بنابراین با فرض رابطه::

$$\alpha_M = \alpha_{Md} u(t - t_0) \quad (۲۶)$$

مختصات موشک بر اساس روابط (۴) و (۵) به صورت روابط زیر قابل بیان است.

$$X_M = \int_{t_0}^{t} V_M Cos\left(\alpha_{Md} u(t)\right)dt = V_M t Cos(\alpha_{Md}) + X_M(t_0) \quad (۲۷)$$

$$Y_M = \int_{t_0}^{t} V_M Sin\left(\alpha_{Md} u(t)\right)dt = V_M t Sin(\alpha_{Md}) + Y_M(t_0) \quad (۲۸)$$

پس از تبیین حرکات هدف در دو وضعیت مانور پائین و مانور بالا نوبت به تحلیل چگونگی حرکت موشک در وضعیت رهگیری اهداف مانور بالا می‌رسد برای حرکت موشک جهت برخورد مناسب با هدف در دو وضعیت مانوری، طبق رابطه مفروض(۲۶) تنها نیاز به یک تغییر کورس

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

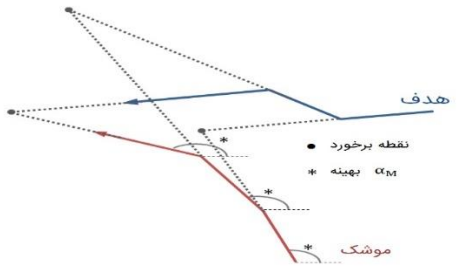
موشک بوده بر این اساس حرکت موشک در دسته‌بندی تعریف شده برای اهداف مانور بالا، مشابه آنچه که برای حرکات هدف مانور پائین در بخش (۱-۳) بیان گردید، خواهد بود.

٤- طراحی سیستم هدایت با روش زاویه برخورد

دو هدف عمده طراحی با روش زاویه برخورد، رسیدن موشک به هدف در کمترین زمان و با کمترین انرژی است. کمترین زمان از دیدگاه این روش زمانی اتفاق می‌افتد که موشک در مسیر برخورد با هدف قرار گیرد. به عبارت دیگر مسیر موشک و هدف همدیگر را در یک نقطه قطع نمایند. به زاویه‌ای که حرکت موشک تحت آن زاویه منجر به برخورد با هدف می‌گردد، زاویه برخورد می‌گویند.

٤-١- روش نقطه برخورد برای اهداف بدون مانور و مانور کم

در این قسمت زاویه برخورد برای اهداف موشکی با مانور کم، با استفاده از روابط محاسبه شده در بخش (۳-۱) انجام می‌پذیرد. چون در مانور کم فرض بر، تغییر اندک مسیر است پس هدف در یک مسیر مشخص با کورس ثابت حرکت نموده و پس از انجام عملیات مانور پائین، هدف دوباره روی یک مسیر مشخص دیگر با کورس ثابت جدید قرار می‌گیرد. این وضعیت توسط شکل (۵) به خوبی نمایش داده شده است.



شکل (۵) نحوه کلی عملکرد سیستم هدایت سمت نقطه برخورد برای اهداف موشکی مانور پائین

این روش به دنبال یافتن زاویه مناسب برای برخورد سریع با هدف است. برای این منظور فرض می‌شود مختصات موشک و هدف در زمان برخورد که با t_{CP} نمایش داده می‌شود، برابرند.

$$X_T(t_{CP}) = X_M(t_{CP}) \quad (۲۹)$$

$$Y_T(t_{CP}) = Y_M(t_{CP}) \quad (۳۰)$$

پس با جایگذاری روابط (۱۱)، (۱۲) که همان روابط حرکت هدف با مانور کم است و جایگذاری روابط حرکتی موشک از (۲۷) و (۲۸) با فرض محاسبه سمت مطلوب در روابط (۲۹) و (۳۰)، روابط زیر حاصل خواهد شد:

$$V_T t_{CP} Cos\left(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0)\right) - V_M t_{CP} Cos(\alpha_{Md}) + X_T(t_0) - X_M(t_0) = 0 \quad (۳۱)$$

$$V_T t_{CP} Sin\left(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0)\right) - V_M t_{CP} Sin(\alpha_{Md}) + Y_T(t_0) - Y_M(t_0) = 0 \quad (۳۲)$$

با حل روابط فوق، زمان برخورد و سمت برخورد به صورت زیر محاسبه می‌گردد.

$$\alpha_{Md} = -tan^{-1}\left(\frac{X_T(t_0) - X_M(t_0)}{Y_T(t_0) - Y_M(t_0)}\right) + Cos^{-1}\left[\frac{V_T}{V_M R(t_0)}\left(\left(Y_T(t_0) - Y_M(t_0)\right)Cos\left(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0)\right) - \left(X_T(t_0) - X_M(t_0)\right)Sin\left(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0)\right)\right)\right] \quad (۳۳)$$

$$t_{CP} = \frac{X_M(t_0) - X_T(t_0)}{V_T Cos\left(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0)\right) - V_M Cos(\alpha_{Md})} \quad (۳۴)$$

که با تبدیل به مختصات قطبی روابط زیر حاصل می‌گردد.

$$\alpha_{Md} = -\varphi + Cos^{-1}\left(\frac{V_T}{V_M} Cos\left(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0) + \varphi\right)\right) \quad (۳۵)$$

$$t_{CP} = \frac{-R(t_0)Cos\left(\theta(t_0)\right)}{V_T Cos\left(\frac{a_T}{V_T} + \alpha_T(t_0)\right) - V_M Cos(\alpha_{Md})} \quad (۳۶)$$

که در روابط فوق φ زاویه بین موشک و هدف در لحظه t_0 می‌باشد که از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\varphi = \pi - \theta(t_0) \quad (۳۷)$$

با استفاده از رابطه (۳۵) ابتدا کورس مطلوب قابل محاسبه و سپس با جایگذاری در رابطه (۳۶) زمان برخورد با هدف دارای مانور پائین به راحتی محاسبه می‌شود و موشک در کمترین زمان و با کمترین شتاب ممکن به آن خواهد رسید. از این روش برای اهداف با مانور بالا نیز می‌توان استفاده کرد ولی باید در نظر داشت که خطای برخورد افزایش و احتمال اصابت کاهش خواهد یافت به عبارت دیگر این روش یک حل غیربهینه برای اهداف با مانور بالا می باشد.

٤-٢-روش نقطه برخورد با ضریب تصحیح کننده فازی

در این بخش نیز مشابه بخش (۴-۱) با استفاده از رابطه تساوی موقعیت هدف و موشک در لحظه برخورد، سمت و زاویه مطلوب محاسبه می‌گردد. بنابراین با در نظر گرفتن مختصات یکسان موشک و هدف در زمان برخورد t_{CP}، روابط زیر حاصل می‌شود.

$$X_T(t_{CP}) = X_M(t_{CP}) \quad (۳۸)$$

$$Y_T(t_{CP}) = Y_M(t_{CP}) \quad (۳۹)$$

با جایگذاری روابط حرکات اهداف با مانور بالای (۲۱)، (۲۲)، و روابط حاکم بر حرکت موشک (۲۷) و (۲۸) در روابط (۳۹-۳۸) :

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

$$R_C Cos\left(\omega_C t_{CP} + \theta_C(t_0)\right) - V_M t_{CP} Cos(\alpha_{Md}) + X_C - X_M(t_0) = 0 \quad (۴۰)$$

$$R_C Sin\left(\omega_C t_{CP} + \theta_C(t_0)\right) - V_M t_{CP} Sin(\alpha_{Md}) + Y_C - Y_M(t_0) = 0 \quad (۴۱)$$

از روابط (۴۰-۴۱) به راحتی سمت و زمان برخورد قابل محاسبه نیست زیرا این دو رابطه بر حسب زمان برخورد غیرخطی‌اند. برای حل چنین معادلاتی به شکل متداول از روش‌های عددی و بازگشتی که غالبا طولانی و زمانبر و نیازمند رعایت شرط همگرایی هستند، استفاده می‌گردد. با تغییر دیدگاه، می‌توان این روابط را به راحتی حل نمود. همان‌گونه که در انتهای بخش (۴-۱) بیان گردید، از زاویه سمت مطلوب محاسبه شده برای هدف با مانور کم، برای محاسبه سمت مطلوب برای مواجهه با اهداف مانور بالا می‌توان استفاده نمود به شرطی که بتوان خطای ایجاد شده در این روش را جبران کرد. به عبارت دیگر رابطه (۳۵) سمت مطلوب و بهینه برای اهداف موشکی مانور پائین و همچنین سمت مطلوب و البته غیر بهینه برای اهداف با مانور بالا است که با تغییرات در آن و برای شرایط مختلف قابلیت بهینه شدن را خواهد داشت. اصلی ترین تفاوت حرکت در مانور کم و زیاد، در مسیر حرکت هدف می‌باشد. در مانور کم، هدف مطابق توضیحات بخش ۳-۱ پس از اعمال شتاب ضربه، تغییر زاویه کورس داده و در مسیر مستقیم حرکت می‌کند و در مانور بالا مطابق توضیحات بخش ۳-۲ روی دایره با مرکز و شعاع ثابت و مشخص حرکت می‌نماید. پس برای بهینه نمودن سمت مطلوب باید از مرکز دایره در حال چرخش برای بهینگی استفاده نمود. بدین منظور زاویه α_{MCC} که زاویه بین مرکز موشک و مرکز دایره می‌باشد، معرفی می‌گردد این موضوع در شکل (۶) نشان داده شده است، که دارای رابطه زیر است:

$$\alpha_{MCC} = tan^{-1}\left(\frac{X_C - X_M(t_0)}{Y_C - Y_M(t_0)}\right) \quad (۴۲)$$

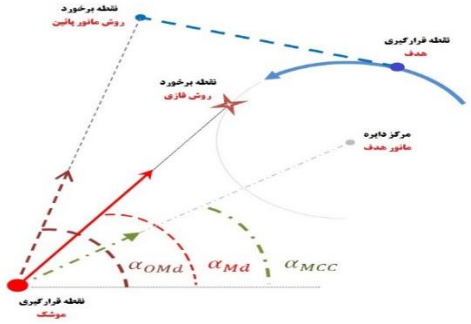
که با استفاده از روابط (۱۵) و (۱۶) به صورت زیر نیز قابل بیان است

$$\alpha_{MCC} = tan^{-1}\left(\frac{R(t_0)Cos\left(\theta(t_0)\right) - \frac{V_T^2}{a_T}Sin\left(\alpha_T(t_0)\right) - X_M(t_0)}{R(t_0)Sin\left(\theta(t_0)\right) + \frac{V_T^2}{a_T}Cos\left(\alpha_T(t_0)\right) - Y_M(t_0)}\right) \quad (۴۳)$$

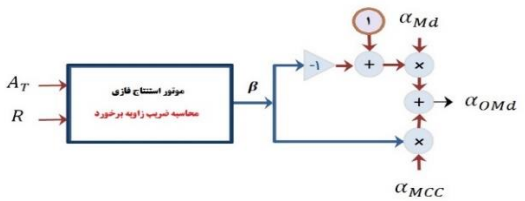
به این ترتیب سمت برخود بهینه (α_{OMd}) را به شکل رابطه زیر می‌توان در نظر گرفت.

$$\alpha_{OMd} = (1-\beta)\alpha_{Md} + \beta\alpha_{MCC} \quad (۴۴)$$

که β ضریب گرایش به مرکز دایره نامگذاری می‌شود و مقداری بین صفر تا یک دارد که در شرایط مختلف قابل تغییر است. برای محاسبه مقدار این ضریب می‌توان از روش‌های هوشمند استفاده نمود. مناسب‌ترین روش برای این مسئله کنترل‌کننده فازی است زیرا می‌تواند با استفاده از قوائد زبانی شرایط مدنظر را پیاده سازی نماید. شرایطی که در نقطه برخورد موثرند شامل برد موشک تا هدف ($R(t_0)$)، مقدار دامنه شتاب هدف (a_T)، شعاع دایره در حال چرخش (R_C) و سرعت زاویه‌ای هدف روی دایره (ω_C) می‌باشد. با توجه به روابط (۱۷) و (۱۹) می توان از شعاع و سرعت زاویه‌ای هدف صرف نظر کرد زیرا این پارامترها وابسته به مقدار دامنه شتاب هدف هستند. لذا با این کاهش تعداد متغیر، تنها $R(t_0)$ و a_T به عنوان دو متغیر اصلی باقی می‌مانند. بازه تغییرات $R(t_0)$ و a_T به عنوان دو ورودی به سیستم فازی بر اساس حداکثر برد قرارگیری هدف در لحظه t_0 و نیز حداکثر بازه شتاب هدف مورد نظر، به عنوان بازه تغییرات توابع عضویت قابل تنظیم هستند.



شکل (۶) نحوه کلی عملکرد سیستم هدایت سمت برخورد با کمک منطق فازی برای هدف با مانور بالا (روش پیشنهادی)

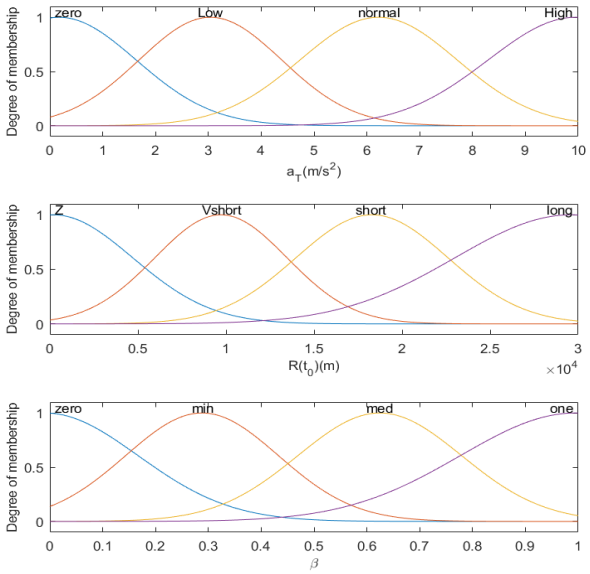


شکل (۷) بلوک دیاگرام روش هدایت موشک جهت برخورد بر اساس منطق فازی پیشنهادی

دو نوع استنتاج ممدانی و سوگنو در روش منطق فازی وجود دارد. به دلیل اینکه هم قسمت ورودی و هم بخش نتیجه‌گیری، فازی می‌باشند لذا استنتاج ممدانی برای این مقاله پیشنهاد می‌گردد. در ورودی a_T توابع عضویت $Zero$ برای اهداف بدون مانور، Low برای اهداف با مانور کم، $normal$ برای اهداف با مانور معمولی، $High$ برای اهداف با مانور بالا تعریف می‌گردد. این دسته‌بندی جدید که اهداف را بتوان در تنوع‌های بیشتری از نظر مانور در نظر گرفت و آن‌را به دو دسته مانور بالا و پائین محدود نکرد، یکی از مزایای منطق فازی در این بخش است. در ورودی $R(t_0)$ توابع عضویت که با نماد Z در شکل (۸) نشان داده شده، $Vshort$ برای فواصل خیلی کم، $short$ برای فواصل کم، $long$ برای فواصل زیاد تعریف می‌گردند. همچنین توابع عضویت متغیر خروجی β با نمادهای $Zero$ برای مقادیر نزدیک به صفر، min برای مقادیر کم، med برای مقادیر متوسط، one برای مقادیر زیاد (مقدار یک) تعریف

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

می‌گردند. توابع عضویت ورودی و خروجی کنترل فازی در شکل (۸) نشان داده شده است.



شکل (۸) توابع عضویت ورودی‌های $\boldsymbol{R(t_0)}$ و $\boldsymbol{a_T}$ و خروجی $\boldsymbol{\beta}$ در روش نقطه برخورد فازی

اساس انتخاب قوائد این کنترل‌کننده بر این مبنا است که در مانورهای بالا و مسافت‌های طولانی، β بیشترین مقدار خود یعنی $\beta = 1$ را می‌گیرد که بر اساس رابطه (۴۴)، رابطه $\alpha_{OMd} = \alpha_{MCC}$ حاصل می‌گردد یعنی موشک به سمت مرکز دایره حرکت می‌کند و در مانورها و مسافت‌های کم، β کمترین مقدار خود یعنی صفر را می‌گیرد لذا $\alpha_{OMd} = \alpha_{Md}$ خواهد بود یعنی موشک به سمت نقطه برخورد تعریف شده برای اهداف بدون مانور، حرکت می‌کند. با استفاده از دانش انسانی تعریف شده فوق می‌توان جدول منطق فازی جدول (۱) را ایجاد نمود. بر اساس این جدول و با توجه به چهار حالت در نظر گرفته شده برای هر یک از ورودی‌های سیستم استنتاج فازی، تعداد ۱۶ قانون کنترلی قابل استخراج خواهد بود.

جدول (۱) قواعد کنترل‌کننده فازی با دو ورودی $\boldsymbol{R(t_0)}$ و $\boldsymbol{a_T}$ و خروجی $\boldsymbol{\beta}$

$R(t_0)$ \ a_T	*zero*	*Low*	*normal*	*high*
zero	*Zero*	*Zero*	*Zero*	*min*
vshort	*Zero*	*Zero*	*min*	*med*
short	*Zero*	*min*	*med*	*one*
long	*min*	*med*	*one*	*one*

۵- شبیه سازی و نتایج

در این بخش عملکرد روش پیشنهادی ترکیبی منطق فازی و نقطه برخورد[۲۵] (FCP) با دیگر قوانین هدایت در مانورهای بالا بررسی می‌گردد. مهمترین دستاورد یک روش مناسب هدایتی چنانچه در بخش‌های قبل نیز اشاره شد، رسیدن به نقطه برخورد با هدف در کمترین زمان و با کمترین شتاب جانبی ممکن برای موشک است. برای این منظور، چهار سناریوی درگیری موشک و هدف متفاوت، با شتاب‌های مختلف هدف و موقعیت‌های متفاوت قرارگیری هدف مطابق جدول (۲) در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است کلیه مقادیر و شرایط عددی بکارگیری شده در این جدول، تا حدود زیادی بر اساس اطلاعات درگیری موشک و هدف یکی از سناریوهای تعریف شده در مرجع [۲۵] انتخاب شده‌اند و نیز جهت برررسی عملکرد روش پیشنهادی کلیه مقادیر این جدول به صورت مقادیر نامی بوده و در اجرای شبیه‌سازی جهت دست‌یابی به مقادیر عددی قابل مقایسه، برنامه شبیه‌سازی با تکرار زیاد و به همراه ۱۰ درصد عدم قطعیت نسبت به مقادیر نامی بکارگیری شده‌اند. بر اساس مقادیر تعریف شده جدول (۲)، سناریوی شماره ۱، نمایش دهنده یک حرکت بدون مانور و در مقابل سناریوی شماره ۳، یک مانور بالا را برای هدف تعریف می‌کند.

در این سناریوها، موقعیت ابتدایی موشک $= (\mathrm{X_m}(0), \mathrm{Y_m}(0))$ $(0,0)$ و سمت ابتدایی موشک $\alpha_{\mathrm{M}}(0) = \frac{1}{2}\pi$ و سرعت موشک $(\mathrm{V_M})$ مقدار $500\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}$ و سرعت هدف (V_T) مقدار $400\frac{m}{s}$ در نظر گرفته می‌شود. در این مقاله، $\mathrm{R}(t_0)$ فاصله اولیه قرارگیری موشک تا هدف و به عنون یکی از ورودی‌های سیستم فازی با توجه به مقادیر ذکر شده در جدول (۲)، حداکثر ۳۰ کیلومتر لحاظ شده است. همچنین بازه حداکثر تغییرات برای شتاب هدف a_T، ۱۰ متر بر مجذور ثانیه بوده که به عنوان بازه تغییرات توابع عضویت در شکل (۸) لحاظ شده است. روش کنترل مد لغزشی(SMC) پیشنهادی در مقاله [۵]، جهت مقایسه با روش پیشنهادی بارابطه زیر در نظر گرفته شده است:

$$A_M = \frac{1}{\cos(\alpha_M - \theta)}\left[-2\dot{R}\dot{\theta} + 5\dot{\theta} + sgn(\dot{\theta})\right] \qquad (۴۵)$$

همچنین روش پیشنهادی با روش ناوبری تناسبی افزوده (APN) که در مقدمه از آن به عنوان یک روش اصلاح شده هدایت تناسبی یاد شده، مقایسه شده است. این روش هدایت در مقاله [۱۵] به عنوان یک روش برخورد موشک و هدف در هندسه درگیری غیر خطی بکارگیری شده است. رابطه زیر معرف روش استاندارد APN است:

$$A_M = -\frac{1}{\cos(\alpha_M - \theta)}\dot{R}\dot{\theta} + A_T\cos(\alpha_T - \theta) \qquad (۴۶)$$

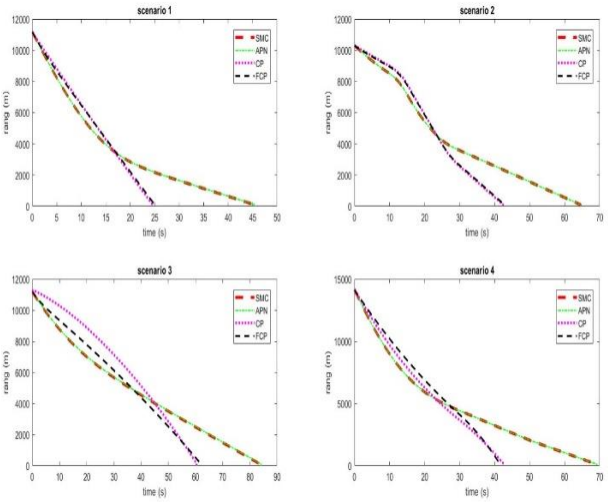
25 - *Fuzzy collision point*

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

جدول (۲) مشخصات حرکتی نقطه شروع و شتاب هدف برای چهار سناریو درگیری موشک و هدف

سناریو	1	2	3	4
$\alpha_T(0)$	$-\frac{\pi}{4}$	$\frac{2}{3}\pi$	$\frac{7}{6}\pi$	$\frac{3}{2}\pi$
$X_T(0)$	$5km$	$2.5km$	$-10km$	$1km$
$Y_T(0)$	$10km$	$10km$	$5km$	$-10km$
$A_T(t)$	$0\frac{m}{s^2}$ $t \geq 0$	$80\frac{m}{s^2}$ $10 \leq t \leq 15$ $-40\frac{m}{s^2}$ $25 \leq t \leq 30$ $20\frac{m}{s^2}$ $45 \leq t \leq 50$ $0\frac{m}{s^2}$ $other\ time$	$5\frac{m}{s^2}$ $t \geq 0$	$5\frac{m}{s^2}$ $0 \leq t \leq 30$ $-10\frac{m}{s^2}$ $30 \leq t \leq 50$ $8\frac{m}{s^2}$ $t > 50$

زمان اتمام شبیه‌سازی برای تمام روش‌ها، رسیدن موشک به فاصله کمتر از ۱ متری هدف در نظر گرفته شده است. برای بررسی مقدار شتاب اعمالی تا اصابت با هدف از معیار جذر میانگین مربع (RMS) استفاده می‌گردد. شکل (۹) فاصله نسبی بین موشک و هدف یا برد هدف را در سناریوهای مختلف بر حسب زمان برای روش پیشنهادی در مقایسه با سه روش SMC، APN و CP نشان می‌دهد شتاب‌های کنترلی بکار رفته در روش‌های مختلف SMC، APN، CP در مقایسه با روش پیشنهادی FCP در چهار سناریوی تعریف شده در شکل (۱۰) ترسیم شده است. دامنه شتاب‌های جانبی اعمالی به موشک جهت اصابت به هدف، نشان



شکل (۹) نمودار فاصله نسبی موشک و هدف با روش‌های مختلف هدایتی، در چهار سنایوری متفاوت جدول (۲)

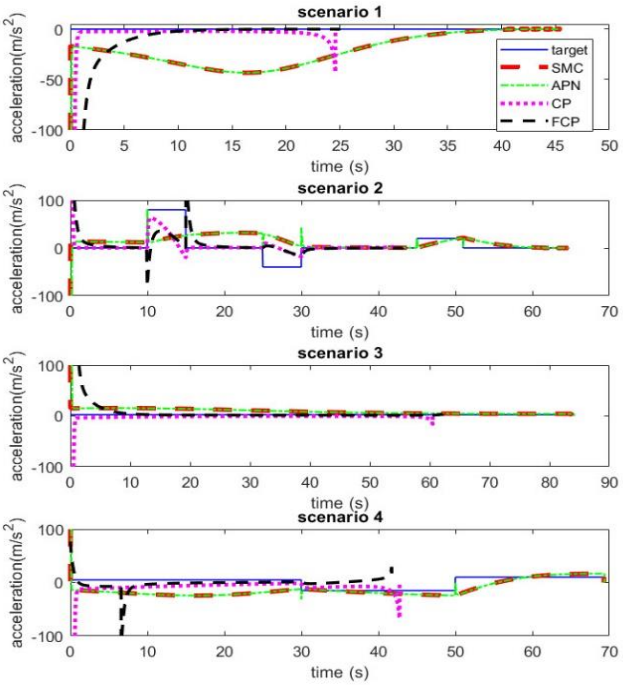
طبق جدول (۲) سناریو شماره ۱، معرف حرکت هدف بدون مانور بوده، موشک با روش هدایت نقطه برخورد (CP) و روش نقطه برخورد فازی (FCP)، نسبت به دو روش SMC و APN با سرعت بیشتر و در دهنده توان کنترلی موشک بوده طبیعتا هرچه مقدار دامنه این شتاب‌ها پائین‌تر باشد موشک امکان اصابت راحت‌تری را خواهد داشت. شکل (۱۱) مسیر حرکتی موشک و هدف یا تراژکتوری[۲۶] حرکت در چهار سناریوی طراحی شده را در مختصات کارتزین نمایش می‌دهد. جهت مقایسه موثرتر در خصوص نتایج حاصله روش‌های مختلف نیاز به تحلیل کمی بوده لذا جدول (۳) زمان پرواز و میزان شتاب بکارگیری شده توسط موشک در هر یک از روش‌های مورد بررسی، را بیان می‌کند. نتایج عددی ذکر شده در این جدول به ازای تکرارهای متفاوت برنامه شبیه‌سازی در سناریوهای تعریف شده با عدم قطعیت ۱۰ درصدی صورت پذیرفته است. زمان کمتر به هدف برخورد می‌نماید. همان گونه که در شکل ۱۰ مشخص است دو روش CP و FCP با اعمال یک شتاب در ابتدای حرکت، دیگر نیاز به صرف شتاب بالایی در طول مسیر نخواهند داشت. این امر در حالی است که دو روش دیگر سعی می‌کنند ابتدا در راستای حرکت هدف قرار گیرند و سپس به هدف برخورد نمایند که این موضوع مستلزم بکارگیری شتاب جانبی بیشتری برای هدایت خواهد بود.

در سناریوی ۳ حرکت هدف به صورت مانور بالا یا تغییر سمت دائمی صورت می‌پذیرد. روش CP برای هر لحظه یک نقطه را به عنوان برخورد تعیین می‌نماید بنابراین توان کنترلی بیشتری مصرف می‌نماید. روش FCP با مرجع قرار دادن نقاط برخورد در دو روش بدون مانور و با مانور بالا، سبب کاهش توان کنترلی مصرفی تا هدف می‌گردد. روش‌های دیگر SMC و APN با زمان و شتاب بیشتر به هدف می‌رسند. جدول (۳) در سناریوی ۳ برتری کامل روش پیشنهادی نسبت به روش‌های دیگر را نشان می‌دهد ولیکن هنوز نتایج حاصله از روش CP در بخش زمان برخورد، با نتایج روش پیشنهادی قابل مقایسه است.

26- Trajectory

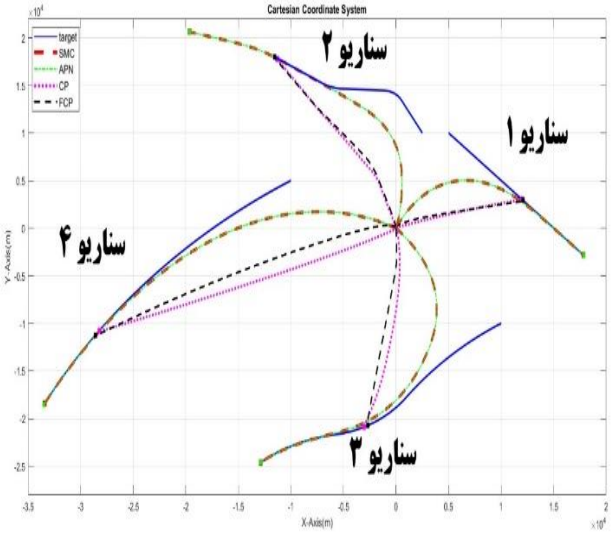
[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

در سناریو ۴ حرکت هدف به صورت چندین تغییر سمت دائمی صورت می‌پذیرد. در این سناریو، روش FCP کمترین زمان و شتاب را دارد و موشک در هدایت روش CP با زمان‌بری بیشتر (در حدود ۵ ثانیه) به هدف اصابت می‌کند حال آنکه شتاب کنترلی بسیار بیشتری نسبت به روش پیشنهادی و سایر روش‌ها دارد. روش‌های دیگر مانند SMC و APN با زمان و شتاب بیشتری به هدف می رسند.



شکل(۱۰) شتاب کنترلی موشک با روش‌های مختلف در چهار سنایوری جدول (۲)

با توجه به نتایج شبیه سازی ذکر شده در جدول (۳) می‌توان اینگونه بیان کرد که روش نقطه برخورد (CP) برای مانورهای با تغییر سمت لحظه‌ای کمترین زمان تا برخورد با هدف را طی نموده و کمترین شتاب جانبی را اعمال می‌نماید. که نتایج مشابه‌ای با روش پیشنهادی (FCP) خواهد داشت. ولیکن زمان برخورد در روش (CP) در مواجهه با اهداف با مانورهای دارای تغییر سمت دائمی افزایش می‌یابد که با بکارگیری روش نقطه برخورد فازی (FCP)، خطای سمت روش نقطه برخورد به تنهایی تصحیح و شتاب اعمالی موشک به بالک‌ها کاهش چشم‌گیری می‌یابد.



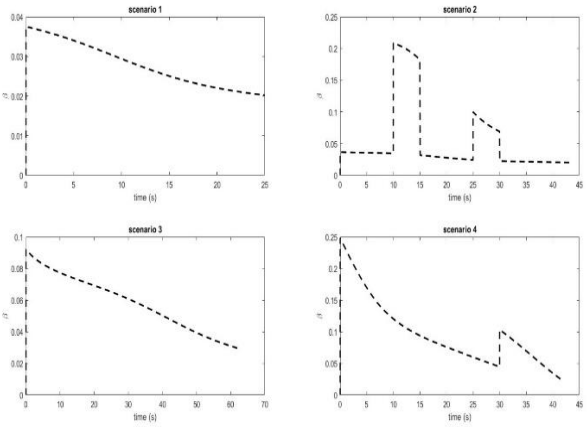
شکل (۱۱) مختصات حرکتی موشک و هدف برای چهار سناریوی جدول (۲)

جدول (۳) مقایسه نتایج شبیه‌سازی برای چهار سناریوی درگیری موشک و هدف

Scenario	1		2		3		4	
	Flight Time (s)	RMS α_M $\left(m/s^2\right)$	Flight Time (s)	RMS α_M $\left(m/s^2\right)$	Flight Time (s)	RMS α_M $\left(m/s^2\right)$	Flight Time (s)	RMS α_M $\left(m/s^2\right)$
SMC	*45.4*	*917*	*64.6*	*224*	*83.8*	*770*	*69.29*	*1219.5*
APN	*45.5*	*192*	*64.63*	*50*	*84.12*	*170.9*	*69.36*	*257.5*
CP	*24.58*	*291*	*42.45*	*59.2*	*60.5*	*624*	*42.75*	*1065*
FCP	*24.99*	*119*	*43.18*	*27*	*62*	*105*	*41.73*	*11*

شکل (۱۲) مقادیر مختلف ضریب گرایش به مرکز β را به عنوان خروجی سیستم استنتاج فازی در سناریوهای مختلف و در زمان‌های متفاوت نشان می‌دهد. مقدار این ضریب با تغییر دو ورودی شتاب و برد هدف توسط سیستم فازی استنتاج و در تصحیح شتاب جانبی موشک بکارگیری می‌شود. به عنوان مثال چنانچه شکل (۸) نشان می‌دهد، مقدار استنتاج شده سیستم فازی برای ضریب β، در سناریوی ۱ که وضعیت بدون مانور است، مقدار بسیار کوچک بوده لذا $\alpha_{OMd} \cong \alpha_{Md}$ لحاظ شده است.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]



شکل (۱۲) تغییرات β برای چهار سناریو تعریف شده درگیری موشک و هدف، طبق مقادیر جدول (۲)

همانگونه که قبلا بیان گردید، شتاب هدف در این مقاله به عنوان یک کمیت معلوم با دامنه مشخص در هرلحظه فرض گردیده است. باید توجه کرد که در عمل شتاب هدف کاملا ناشناخته بوده، روش‌های مختلفی جهت تخمین و پیش‌بینی شتاب هدف با استفاده از داده‌های راداری تاکنون ارایه شده‌اند [۳۴-۳۱]، که بجای شتاب معلوم هدف در این مقاله می‌توان از تخمین بدست آمده توسط این روش‌ها بهره برد.

٦- نتیجه گیری

بکارگیری روش‌های هوشمند از جمله روش‌های استنتاج فازی دارای تاریخچه مفصلی در ادبیات نظامی بوده به گونه‌ای که در بخش‌های هدایت و ناوبری موشکی، این دسته از روش‌ها دارای سهم به سزایی هستند با توجه به تنوع زیاد روش‌های هدایت که فلسفه همه آنها بکارگیری یک موشک جهت اصابت هرچه دقیق‌تر به یک هدف نوعی است، روش‌ها و پیشنهادات متعددی از بکارگیری این ابزارهای هوشمند و به خصوص منطق فازی در مقالات مختلف شده است. طراحی قانون هدایت برای اهداف دارای مانور بالا به علت ایجاد معادلات غیرخطی از پیچیدگی‌های خاص خود برخوردار بوده که حل تکراری و زمانبری دو خصیصه مشترک این دسته از روش‌ها محسوب می‌گردد. تبدیل محاسبه مستقیم شتاب جانبی مطلوب که در بسیاری از مقالات مورد نظر است به زاویه سمت مطلوب نخستین گام از روش پیشنهادی هدایت نقطه برخورد فازی، در این مقاله است. همچنین در این مقاله، قانون هدایت برخورد موشک و هدف، از تحلیل مستقیم در مختصات کارتزین و تبدیل آن به مختصات قطبی حاصل گردید. هدایت نقطه برخورد برای اهداف موشکی مانور کم و روش ترکیبی هدایت نقطه برخورد و منطق فازی برای اهداف موشکی با مانور بالا پیشنهاد شد. نتایج شبیه‌سازی در چهار سناریوی مختلف درگیری موشک و هدف حاکی از قابلیت‌های بالای روش پیشنهادی در مواجهه با اهداف موشکی دارد. اگر چه نتایج حاصله از روش پیشنهادی در دو سناریو ابتدایی طراحی شده به علت مانور پائین هدف، با نتایج حاصل از روش نقطه برخورد به تنهایی تفاوت چندانی را نشان نمی‌دهد ولیکن بر اساس جدول ارایه شده بخش نتایج مقاله، روش پیشنهادی بهبود ۵ تا ۳۵ درصدی در کاهش زمان برخورد را نسبت به روش‌های هدایت نقطه برخورد به تنهایی و روش مد لغزشی در سناریوهای با مانور بالا، نشان می‌دهد. این بهبود نتایج، برای کاهش توان کنترلی بکارگیری شده توسط روش پیشنهادی بسیار قابل ملاحظه است.

مراجع

[1] H. S. Shin, A. Tsourdos, B. A. White and M. J. Tahk, "Earliest intercept geometry guidance to improve mid-course guidance in area air-defence," *Int. J. Aerosp. Sci.*, vol. 11, no.2, pp. 118-125, 2010.
[2] G. Siouris, "Missile Guidance and Control Systems", *Applied Mechanics Reviews*, vol. 57, no. 6, p. B32, 2004.
[3] S. B. Phadke and S. E. Talole, "Sliding mode and inertial delay control based missile guidance," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 48, no. 4, pp. 3331-3346, 2012.
[4] T. Yamasaki and S. Balakrishnan, "Sliding mode-based pure pursuit guidance for unmanned aerial vehicle rendezvous and chase with a cooperative aircraft," *Proc. Inst. Mech. Eng.*, vol. 224, no. 10, pp. 1057-1067, 2010.
[5] B. S. Yuri, A. SH. Ilya, and L. Arie, "Guidance and control of missile interceptor using second-order sliding modes," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst*, vol. 45, no. 1, pp. 110-124, 2009.
[6] Z. Zhu, D. Xu, J. Liu and Y. Xia, "Missile guidance law based on extended state observer," *IEEE Trans. Indus. Electron.*, vol. 60, no. 12, pp. 5882-5891, 2013.
[7] V. S. Andrey, N. P. Pubudu and A. F. Farhan, "Problem of precision missile guidance: LQR and H∞ control frameworks," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst*, vol. 39, no.3, pp. 901-910, 2003.
[8] C. S. Shieh, "Tunable H∞ robust guidance law for homing missiles," *IEE Cont. Theory Appl.*, vol. 151, no. 1, pp. 103-107, 2004.
[9] M. Golestani and I. Mohammadzaman, "PID guidance law design using short time stability approach," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 43, no. 1, pp. 71-76, 2015.
[10] M. Guelman, "A qualitative study of proportional navigation," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 7, no. 4, pp. 637-643, 1971.
[11] X. Hu, S. Yang, F. Xiong and G. Zhang, "Stability of spinning missile with homing proportional guidance law," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 71, pp. 546-555, 2017.
[12] N. Cho and Y. Kim, "Modified pure proportional navigation guidance Law for impact time control", *Guid., Cont., Dynamics*, vol. 39, no. 4, pp. 852-872, 2016.
[13] G. Franzini, L. Tardioli, L. Pollini and M. Innocenti, "Visibility augmented proportional navigation guidance," *J. Guidance, Control, Dynamics*, vol. 41, no. 4, pp. 987-995, 2018.
[14] S. Ghosh, D. Ghose and S. Raha, "Capturability of augmented proportional navigation (APN) guidance

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]

with nonlinear engagement dynamics," *American Control Conf. (ACC)*, vol. 4, no. 5, pp. 17-19, 2013.
[15] I. J. Ha, "Performance analysis of PNG laws for randomly maneuvering targets," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 26, no.5, pp. 713-720, 1990.
[16] D. Cho, H. Kim, M. Tahk, "Fast adaptive guidance against highly maneuvering targets," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 52, no. 2, pp. 671-680, 2016.
[17] L. He and X. Yan, "Adaptive terminal guidance law for spiral-diving maneuver based on virtual sliding targets," *J. Guidance, Control, Dynamics*, pp. 1-11, 2018.
[18] J. Holloway, M. Krstic, "Predictor observers for proportional navigation systems subjected to seeker delay," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 24, no. 6, pp. 2002-2015, 2016.
[19] N. Dhananjay, D. Ghose and M.S. Bhat, "Capturability of a geometric guidance law in relative velocity space," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol. 17, no.1, pp. 111–122, 2009.
[20] Ch. Y. Kuo, D. Soetanto, and Y. Ch. Chiou, "Geometric analysis of flight control command for tactical missile guidance," *IEEE Trans. Control Syst. Technol.*, vol.9, no.2, pp. 234–243, 2001.
[21] B. A. White, R. Zbikoeski and A. Tsourdos, "Direct intercept guidance using differential geometry concepts," *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, vol. 43, no.3, pp. 899-919, 2007.
[22] H. Haghighi, H, Heidari, S. H. Sadati and J, Karimi, "A hierarchical and priority-based strategy for trajectory tracking in UAV formation flight," Int. Conf. Mech. and Aerosp. Eng. (ICMAE), pp. 797-800, 2017.
[23] M. Rezaee and S. Seyedtabaii, "On an optimized fuzzy supervized multiphase guidance law," *J. Control*, vol. 18, no. 6, pp. 2010-2017, 2016.
[24] L. Ch. Liang, H. H. Zhen, C. Y. Yue and C. B. Sen, "Development of an integrated fuzzy-logic-based missile guidance law against high speed target," *IEEE Trans. Fuzzy. Syst.*, vol.12, no.2, pp. 157-169, 2004.
[25] Q. Li, W, Zhang, G. Han and Y. Xie, "Fuzzy sliding mode control guidance law with terminal impact angle and acceleration constraints," *J. Syst. Eng. Elect.*, vol, 27, no. 3, pp. 664-679, 2016.
[26] S. E. Jung and T. M. Jea, "Real-time neural-network midcourse guidance," *Control Eng. Practice*, vol. 9, no.1, PP. 1145–1154, 2011.
[27] H. L. Choi, M. J. Tahk and H. Bang, "Neural network guidance based on pursuit-evasion games with enhanced performance," *Control Eng. Practice*, Vol. 14, no. 5, pp.735-742, 2006.
[28] Z. Li, Y. Xia, C. Yi Su, J. Fu, and W, He, "Missile guidance law based on robust model predictive control using neural-network optimization," *IEEE Trans. Neural Netw. Learn. Syst.*, vol, 26, no. 8, pp. 1803-1809, 2015.
[29] X. Li, G, Cui, W. Yi, "Detection and RM correction approach for manoeuvring target with complex motions," *IET Signal Proc..*, vol, 11, no. 4, pp. 378-386. 2017.
[30] H. Khaloozadeh and A. Karsaz, "A modified input estimation technique for tracking maneuvering targets," *IET Radar, Sonar Navig.*, vol. 3, no. 1, pp. 30–41, 2007.
[31] P. Hang, G. Liao, Z. Yang and J. Zheng, "Ground maneuvering target imaging and high-order motion parameter estimation based on second-order keystone and generalized Hough-HAF transform," *IEEE Trans. Geosci. Remote Sen.*, vol. 55, no. 1, pp. 320-335, 2017.
[32] A. Karsaz and H. Khaloozadeh, "Optimal partitioned state Kalman estimator," *Signal Process.*, vol. 89, no. 4. pp. 532-547, 2009.
[33] M. H. Bahari, A. Karsaz, N, Pariz, "High Maneuvering Target Tracking Using a novel Hybrid Kalman filter-fuzzy logic architecture," J. Innovative Comput., Inform. Control (ICIC), vol. 6, no. 5, 2011.

[Downloaded from joc.kntu.ac.ir on 2026-11-06]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1398.13.4.2.9]
[DOI: 10.29252/joc.13.4.77]