

طراحی قانون هدایت برای مقابله با موشک ماوراء صوت با منطق فازی

علی خلیلی^{۱*}، صابر عبدالله زاده^۲، مصطفی قدک^۳، حسن مسعودی راد^۴

۱- کارشناس ارشد، پژوهشگر مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، 47alikhali@gmail.com

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده فنی و مهندسی، مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، S.abdollah0066@gmail.com

۳- کارشناس ارشد، پژوهشگر مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، Mostafa.gh815@chmail.ir

۴- دانشجوی دکتری، پژوهشگر مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، masoudirt@gmail.com

*نویسنده مخاطب

برخورد به صورت تقریباً شاخ‌به‌شاخ است [۲ و ۱]. این راهبرد از شتاب جانبی زیاد جلوگیری می‌کند.

نسل جدید موشک‌های بالستیک دارای سرعت‌های بالاتر و قدرت مانور بیشتر هستند. تحت این شرایط گرفتن این اهداف با استفاده از قوانین هدایت قدیمی کاری بسیار دشوار است [۳]. به‌علاوه دینامیک این‌گونه موشک‌ها تا حد زیادی غیرخطی است. چرا که معادلات حرکت بر اساس بهترین توصیف ممکن از سیستم هستند، در حالی که مان‌ها و نیروهای آیرودینامیکی روی جسم موشک و هدف را نمی‌توان به صورت کامل در این معادلات بیان کرد. فنون مختلف طراحی هدایت همانند تنظیم‌کننده درجه دوم خطی (LQR) [۴]، هدایت صریح [۵]، هدایت تناسبی اصلاح‌شده [۶] و کنترل هندسی [۷] قبلاً برای پیاده‌سازی هدایت بهینه فاز میانی و نهایی پیشنهاد شده‌اند. به طور خاص LQR، هدایت تناسبی اصلاح‌شده و شبکه عصبی برای طراحی قانون هدایت با هدف بالستیک مهاجم به کار گرفته شده‌اند؛ گرچه حل مسئله LQR یا آموزش شبکه عصبی در زمان واقعی شدنی نیست. در هدایت‌های کلاسیک معادلات هدایت فاز میانی معمولاً به شکل یک مسئله کنترل بهینه بر اساس مسیری که انرژی نهایی آن بیشینه یا زمان پرواز در آن کمینه شود طراحی می‌شود. گرچه پیاده‌سازی کنترل بهینه فاز میانی هدایت بسیار سخت است چون مسئله مقدار حدی دو نقطه غیرخطی‌ای باید حل شود تا مسیر بهینه‌ای به دست آید. اگر شبکه به خوبی آموزش داده نشده باشد، هدایت شبکه عصبی در عمل غیرقابل اطمینان است.

در سیستم‌های فازی بدون متوسل شدن به مدل‌های ریاضی پیچیده می‌توان از قوانین اگر-انگاز استفاده کرد و علاوه بر رفع پیچیدگی محاسبات، مشکلات عملی را نیز حل کرد. رویکرد منطق فازی در این مقاله برای حل مسئله هدایت سه‌بعدی فاز میانی و نهایی مورد استفاده قرار گرفته است. قانون هدایت فازهای میانی و پایانی برای یک سیستم کنترل شده موشک برای مقابله با یک هدف مانور دار طراحی شده است. هدف اصلی این قانون هدایت برآمدن از عهده پیچیدگی بین دینامیک موشک و محیط متغیر آن برای رسیدن به عملکرد عالی پدافندی است. راهبرد فازی استفاده شده در مقابل تغییرات محیط پدافندی مقاوم است و همچنین به طرز فکر طراحان هدایت پیشین نزدیک است.

چکیده

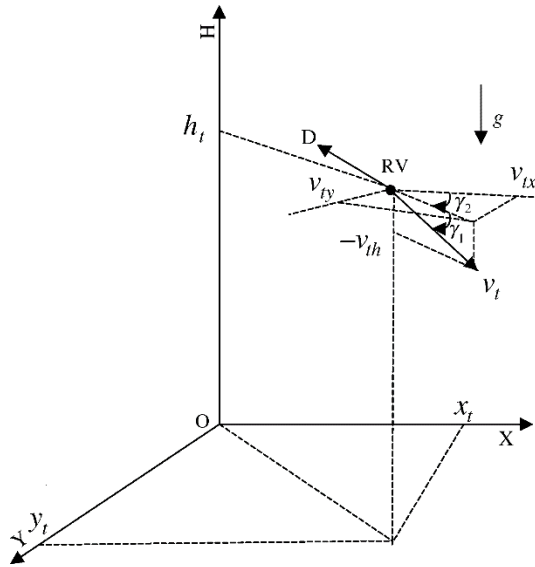
در این گزارش یک قانون هدایت بر اساس منطق فازی در فضای شش درجه آزادی برای مقابله با موشک ماوراء صوت طراحی شده است. طراحی بر مبنای منطق فازی نیازهای غیرخطی مسئله را ارضا می‌کند و همچنین از سختی‌های مدسازی روابط میان موشک و هدف می‌کاهد. استراتژی کارآمد برای درگیری با بالستیک ماوراء صوت مقابله با زاویه ۱۸۰ درجه یا شاخ به شاخ است چراکه سرعت موشک پدافندی بسیار کمتر از هدف بالستیک مهاجم است. در این استراتژی تلاش بر این است که موشک در راستای سرعت هدف قرار گیرد. پس موشک باید دقیقاً در زیر هدف بالستیک رسیده و سپس با جهت‌گیری درست، خود را در مسیر هدف قرار دهد. به‌منظور ایجاد وضعیت مطلوب، کاهش انرژی کنترلی و افزایش سرعت نهایی در این استراتژی قانون هدایت فازی در سه فاز میانی، جهت‌گیری و نهایی در دو صفحه عمودی و افقی طراحی شده است. در فاز میانی، تلاش می‌شود که موشک با بیشترین سرعت ممکن به فاز جهت‌گیری برسد تا وضعیت موشک برای ورود موشک به فاز نهایی و قفل جستجوگر موشک بر روی هدف مهیا گردد. بررسی‌های عددی نشان دهنده طراحی درست قانون هدایت بر مبنای منطق فازی هستند. این قانون از دیدگاه مصرف انرژی و میزان خطای برخورد عملکرد رضایت بخشی را فراهم می‌سازد؛ همچنین استفاده از این قانون علاوه بر ارضای استراتژی مورد نظر، حساسیت عملکردی مطلوبی را نسبت به طراحی‌های دیگر ارائه می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: هدایت فازی، هدف ماوراء صوت، پدافند ضد بالستیک.

۱- مقدمه

مؤثرترین راه برای پدافند با سرعت پایین در مقابل موشک ماوراء صوت، محدود کردن زاویه بین مسیر موشک و هدف در حدود ۱۸۰ درجه است. در این مقاله یک قانون هدایت فازی جدید برای مقابله با هدف‌های مانورپذیر با سرعت ماوراء صوت در فضای سه‌بعدی که برای دو فاز میانی و نهایی ارائه شده است.

اساساً یکی از جدیدترین فضاهای چالش برانگیز کنونی درگیری هدف‌های ماوراء صوت در داخل جو است. چراکه موشک پدافند سرعت کمی دارد ولی هدف بسیار پرسرعت است و نیز محدوده زمان عمل بسیار کم است. فلسفه مسیر این موشک دفاعی جهت مقابله با موشک ماوراء صوت



شکل ۳- مدل سازی هدف

برای ایجاد مسیر حرکت هدف از یک مدل ریاضی توصیف کننده حرکت هدف بالستیک با در نظر گرفتن چند فرض ساده کننده کمک گرفته می شود. با توجه به مرجع [۱۳] یک وسیله در فاز بازگشتی با فرض عدم چرخش زمین و جاذبه ثابت در شکل ۳ نشان داده شده است. معادلات حرکت هدف در رابطه (۲) ارائه می شود.

$$\dot{v}_{tx} = -\frac{\rho v_t^2}{2\beta} g \cos \gamma_1 \sin \gamma_2 + a_{tx} \quad (\text{الف-۲})$$

$$\dot{v}_{ty} = -\frac{\rho v_t^2}{2\beta} g \cos \gamma_1 \cos \gamma_2 + a_{ty} \quad (\text{ب-۲})$$

$$\dot{v}_{tz} = -\frac{\rho v_t^2}{2\beta} g \sin \gamma_1 - g + a_{tz} \quad (\text{پ-۲})$$

که این سه معادله، معادلات مشتق مؤلفه های سرعت هدف هستند و a_t مؤلفه های شتاب نامشخص هدف هستند که ناشی از مانور پذیری مهاجم بالستیک است. γ_1 و γ_2 و همچنین ضریب بالستیک β در رابطه (۳) تعریف می شود که W ، S_t و C_{tD0} به ترتیب نشان دهنده مساحت مرجع، وزن و ضریب پسای برآ-صفر هستند.

$$\gamma_1(t) = \tan^{-1} \left(-\frac{v_{tz}}{\sqrt{v_{tx}^2 + v_{ty}^2 + v_{tz}^2}} \right) \quad (\text{الف-۳})$$

$$\gamma_2(t) = \tan^{-1} \left(\frac{v_{tx}}{v_{ty}} \right) \quad (\text{ب-۳})$$

$$\beta = \frac{W}{S_t C_{tD0}} \quad (\text{پ-۳})$$

۳- راهبرد برخورد شاخ به شاخ

یک موشک پدافندی سرعت پایین در زمان ورود به فاز هدف یابی به یک راهبرد مهم برای مقابله با یک هدف با سرعت ماوراء صوت نیاز دارد. این راهبرد باید توان آن را داشته باشد که از اشباع سیگنال های دستوری در فاز نهایی جلوگیری و همچنین نرخ چرخش خط دید را نیز کمینه کند. سناریو راهبرد برخورد شاخ به شاخ در شکل ۴ قابل مشاهده است. فرآیند هدایت

۲- مدل دینامیکی موشک و هدف

برای محاسبه مسیر، معادلات حرکت سه بعدی موشک همانند شکل ۱ و ۲ در نظر گرفته می شود. مدل جرم نقطه ای موشک با معادلات (۱) معرفی می شود:

$$\dot{v}_m = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma \quad (\text{الف-۱})$$

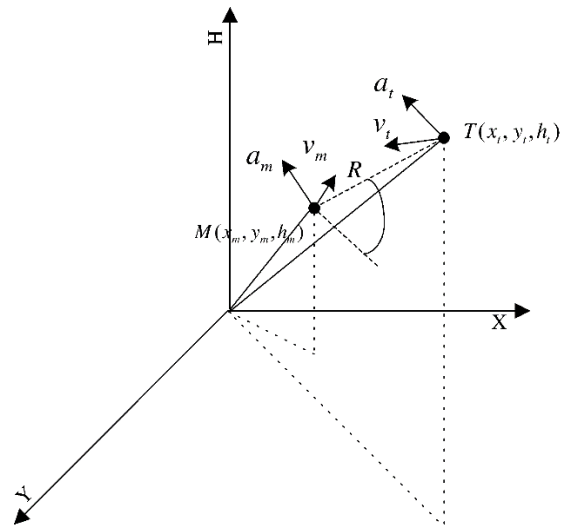
$$\dot{\gamma} = \frac{(L + T \sin \alpha) \cos \phi}{m v_m} - \frac{g \cos \gamma}{v_m} \quad (\text{ب-۱})$$

$$\dot{\psi} = \frac{(L + T \sin \alpha) \sin \phi}{m v_m \cos \gamma} - g \sin \gamma \quad (\text{پ-۱})$$

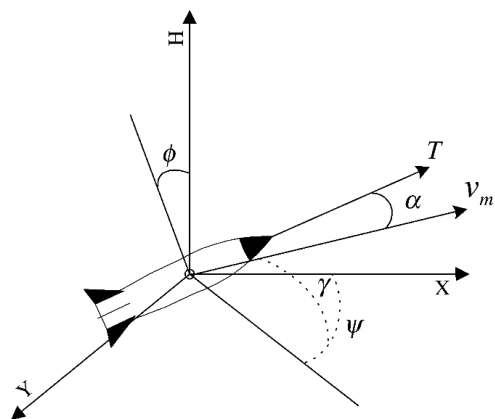
$$\dot{x}_m = v_m \cos \gamma \cos \psi \quad (\text{ت-۱})$$

$$\dot{y}_m = v_m \cos \gamma \sin \psi \quad (\text{ث-۱})$$

$$\dot{h}_m = v_m \sin \gamma \quad (\text{ج-۱})$$



شکل ۱- هندسه سه بعدی موشک و هدف

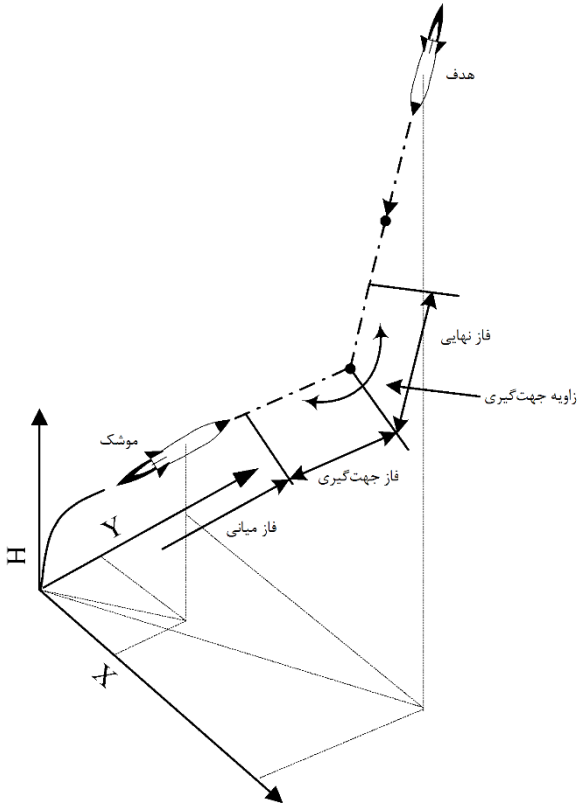


شکل ۲- مفهوم زوایای حرکت سه بعدی موشک

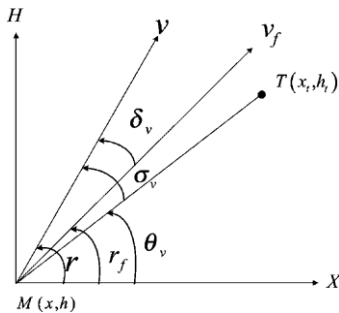
با توجه به معادلات درگیری موشک و هدف، زاویه حمله و زاویه رول به عنوان متغیرهای کنترل برای صفحات افقی و عمودی مطرح می شوند که نقش آن ها رساندن موشک به ترتیب زوایای پیچ و یاو و به جهت نقطه برخورد پیش بینی شده است.

$$\hat{\sigma}_h = \hat{\psi} - \hat{\theta}_h \quad (۱۳-ب)$$

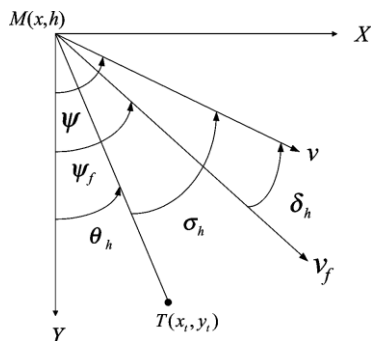
طراحی هدایت منطق فازی از قانون هدایت کلاسیک الهام گرفته شده که مقادیر روابط ۱۲ و ۱۳ در بهره‌های مشخص ضرب می‌شوند تا فرمان‌های هدایت تولید شوند.



شکل ۴- سناریو راهبرد برخورد شاخه‌به‌شاخ



شکل ۵- مفهوم دو زاویه δ و σ در صفحه عمودی



شکل ۶- مفهوم دو زاویه δ و σ در صفحه افقی

به صورت سه فاز میانی، فاز جهت‌گیری و فاز نهایی است. طراحی فاز میانی هدایت به این صورت است که موشک باید قبل از ورود به فاز نهایی به هندسه تقریبی شاخه‌به‌شاخ دست یابد، برد نقطه دید از پیش تعیین شده، به صورت رابطه (۴) تعریف می‌شود.

$$R_p = R + R_{lock} \quad (۴)$$

که R_{lock} برد جستجوگر است (محدوده فاصله‌ای که جستجوگر موشک قادر به قفل شدن روی هدف را دارد) که ثابت و وابسته به خود جستجوگر است و R برد نسبی بین موشک و هدف است. زمان مورد نیاز برای رسیدن به هدف و دستیابی به نقطه دید از پیش تعیین شده، می‌تواند به صورت رابطه (۵) تخمین زده شود.

$$t_{gop} = -\frac{R_p}{\dot{R}_p} = \frac{R_p R}{R_{mtx} v_{rx} + R_{mty} v_{ry} + R_{mth} v_{rh}} \quad (۵)$$

که v_{rx} و v_{ry} و v_{rh} و نیز R_{mtx} و R_{mty} و R_{mth} سه مؤلفه به ترتیب سرعت نسبی و فاصل بین موشک و هدف هستند. بر اساس زمان t_{gop} نقطه دید از پیش تعیین شده به صورت رابطه (۶) قابل تخمین زدن است.

$$\begin{aligned} x_f &= x_t + v_{tx} t_{gop} \\ y_f &= y_t + v_{ty} t_{gop} \\ h_f &= h_t + v_{th} t_{gop} \end{aligned} \quad (۶)$$

برای دستیابی به هندسه برخورد نزدیک به شاخه‌به‌شاخ، زاویه مسیر پرواز مورد نظر با رابطه (۷) و (۸) تعیین می‌شود.

$$\hat{r}_f = \tan^{-1} \left(\frac{h_f - h_m}{x_f - x_m} \right) \quad (۷)$$

$$\hat{\psi}_f = \tan^{-1} \left(\frac{y_f - y_m}{x_f - x_m} \right) \quad (۸)$$

زاویه خط دید به صورت رابطه (۹) و (۱۰) ارائه شده است.

$$\hat{\theta}_v = \tan^{-1} \left(\frac{h_t - h_m + v_{th} \tilde{t}}{x_t - x_m + v_{tx} \tilde{t}} \right) \quad (۹)$$

$$\hat{\theta}_h = \tan^{-1} \left(\frac{y_t - y_m + v_{ty} \tilde{t}}{x_t - x_m + v_{tx} \tilde{t}} \right) \quad (۱۰)$$

که اندیس‌های v و h به ترتیب صفحات عمودی و افقی را مشخص می‌کنند و تخمین رابطه (۱۱) استفاده شده است. همچنین برای تخمین مسیر هدف بالستیک با استفاده از فیلترهای استفاده شده در مرجع [۱۴]، اطلاعات موقعیت و سرعت موشک در دستگاه اینرسی کارترین از مرجع اینرسی به دست می‌آیند. فضای سه‌بعدی به دو صفحه عمودی و افقی تقسیم شده است. به این ترتیب، دو قانون هدایت به صورت مستقل از هم طراحی می‌شوند.

$$\tilde{t} = -\frac{R_{lock}}{\dot{R}_p} = \frac{R_{lock} R}{R_{mtx} v_{rx} + R_{mty} v_{ry} + R_{mth} v_{rh}} \quad (۱۱)$$

۴- هدایت صفحه عمودی

با توجه به شکل ۵ و ۶ زاویه بین بردارهای سرعت موجود و سرعت نهایی در صفحه‌های عمودی و افقی به صورت رابطه (۱۲) تعریف می‌شوند.

$$\hat{\delta}_v = \hat{\gamma}_f - \hat{\gamma} \quad (۱۲-الف)$$

$$\hat{\delta}_h = \hat{\psi}_f - \hat{\psi} \quad (۱۲-ب)$$

زاویه بین بردار مسیر و خط دید در صفحه عمودی و افقی نیز به صورت رابطه (۱۳) تعریف می‌شود.

$$\hat{\sigma}_v = \hat{\gamma} - \hat{\theta}_v \quad (۱۳-الف)$$

۵- هدایت صفحه افقی

همچون روابط هدایت صفحه عمودی، ایده‌ای مشابه برای هدایت صفحه افقی به کار می‌رود؛ به استثنای این که ترم گرانشی وجود نخواهد داشت. به علاوه زاویه حمله α با زاویه رول ϕ و زاویه مسیر γ هم با زاویه ψ جایگزین خواهد شد. در پایان با به دست آمدن دو زاویه حمله α و زاویه رول ϕ ، شتاب‌های فرمان هدایتی a_{mp} و a_{my} متناظر با محورهای پیچ و یابو به صورت رابطه (۱۷) تعریف می‌شوند.

$$a_{mp} = \frac{1}{m}(L + T \sin \alpha) \cos \phi - g \cos \gamma \quad (الف-۱۷)$$

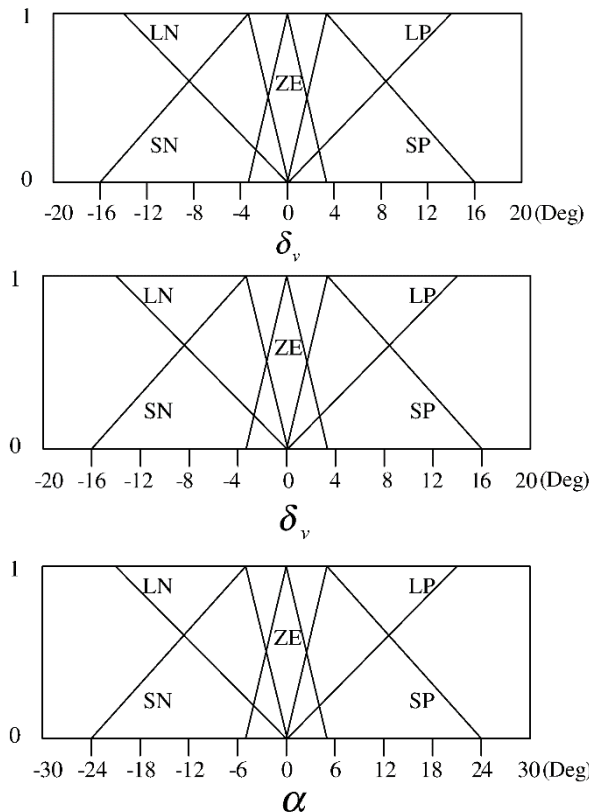
$$a_{my} = \frac{1}{m}(L + T \sin \alpha) \sin \phi \quad (ب-۱۷)$$

۶- پایگاه قوانین فازی قانون هدایت

در ادامه طراحی منطق فازی با تمرکز بر روی طراحی قانون هدایت صفحه عمودی قرار گرفته است. تعمیم آن برای صفحه افقی مشابه است.

(۱) فاز میانی: هدایت فاز میانی منطبق بر منطق فازی

متغیرهای ورودی قانون هدایت در این فاز σ_v و δ_v و متغیر خروجی α است. برای هر یک از متغیرهای ورودی و خروجی پنج تابع عضویت تعریف خواهد شد. که در شکل ۸ مشاهده می‌شوند.



شکل ۸- توابع عضویت ورودی‌ها و خروجی‌های قانون هدایت فازی صفحه عمودی در فاز میانی

محدوده توابع عضویت این متغیرها متناظر با محدوده فیزیکی عملیاتی تعیین شده‌اند. برای ساده‌سازی محاسبات در عملیات واقعی توابع

ساختار محاسبات هدایت فازی بسیار غیرخطی و شامل سه بخش فازی ساز، تصمیم‌گیر فازی، غیر فازی ساز و پایگاه داده است. این هدایت فازی نوعی سیستم بهره متغیر با زمان است که می‌تواند محدوده وسیعی از مناطق عملیات را پوشش دهد. قوانین هدایت فازی در فاز میانی به فرم رابطه (۱۴) در نظر گرفته می‌شود. که f_m نمایشگر رابطه ورودی-خروجی سیستم فازی است. δ_v اختلاف سرعت کنونی نسبت به سرعت نهایی است. σ_v اختلاف زاویه مسیر نسبت به خط دید را مشخص می‌کند.

$$\alpha_{fm} = f_m(\delta_v, \sigma_v) \quad (۱۴)$$

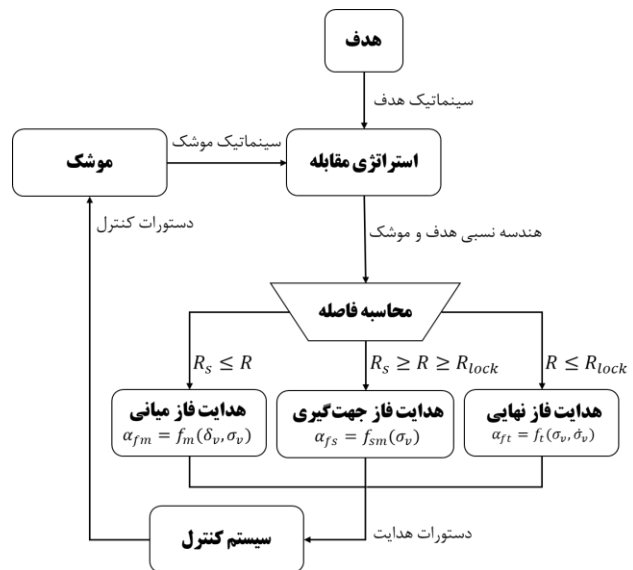
زمانی که موشک در پایان فاز میانی است و به فاز هدف‌یابی (homing) نزدیک می‌شود نیاز به یک فاز هدایت دیگر به نام فاز جهت‌گیری خواهد بود. قانون هدایت در این فاز کمک می‌کند تا موشک در جهت و مکانی مناسب در مقابل هدف قرار گیرد تا در فاز هدف‌یابی، جستجوگر در ره‌گیری هدف با مشکل روبرو نشود و دستور شتاب نیز اشباع نگردد. تا زمانی که فاصله موشک از هدف کمتر از فاصله مناسب برای قفل جستجوگر بر روی هدف باشد، قانون هدایت جهت‌گیری فعال خواهد بود. از دیگر الزامات طراحی قانون هدایت در این فاز انتقال هموار فرمان‌های هدایت صادر شده از فاز میانی به فاز نهایی است. قوانین هدایت فازی در فاز جهت‌گیری به صورت رابطه (۱۵) است.

$$\alpha_{fs} = f_{sm}(\sigma_v) \quad (۱۵)$$

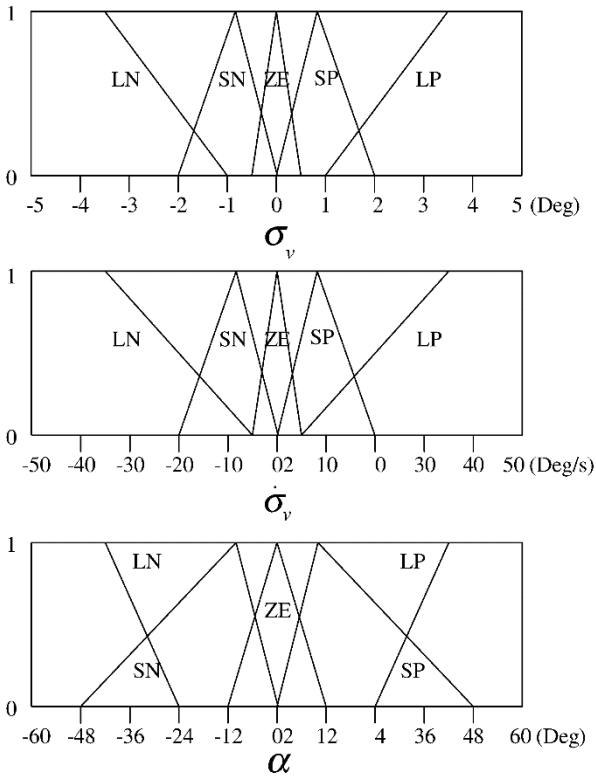
زمانی که موشک به فاز نهایی وارد می‌شود، نقش δ_v کم می‌شود. σ_v برای طراحی قانون هدایت فازی به این صورت است که زاویه ظاهری بین مسیر موشک و هدف در نزدیکی ۱۸۰ درجه قرار بگیرد. برای قانون هدایت فازی در فاز نهایی، زاویه اختلاف بردار مسیر از خط دید و مشتق آن به صورت رابطه (۱۶) در نظر گرفته می‌شود.

$$\alpha_{ft} = f_t(\sigma_v, \dot{\sigma}_v) \quad (۱۶)$$

شکل ۷ بلوک دیاگرام الگوریتم قانون هدایت عمودی را توضیح می‌دهد که R_s فاصله جهت‌گیری مناسب بین موشک و هدف است.

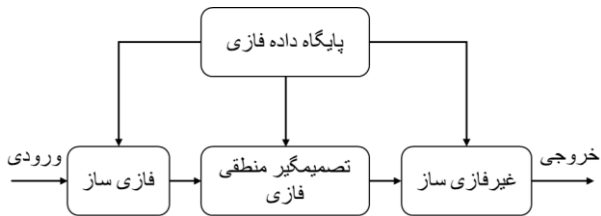


شکل ۷- بلوک دیاگرام الگوریتم هدایت صفحه عمودی



شکل ۹- توابع عضویت ورودی‌ها و خروجی‌های قانون هدایت فازی صفحه عمودی در فاز نهایی

از استنتاج ماکزیمم-مینیمم (ممدانی) استفاده شده تا بهترین نتیجه ممکن حاصل شود. این استنتاج از لحاظ محاسباتی ساده و مؤثر است و همچنین برای کاربردهای کنترلی در زمان واقعی مناسب خواهد بود. دستور حلقه هدایت از روش غیرفازی ساز مرکز جرم محاسبه می‌شود. این معیار خروجی غیر فازی را با پیوستگی بیشتری تعیین می‌کند. برای خلبان خودکار موشک که به دستور هدایت حساسیت بالایی دارد، این شیوه مناسب‌تر از سایر روش‌های غیرفازی سازی است. ساختار قانون هدایت مبتنی بر منطق فازی در شکل ۱۰ نشان داده شده است.



شکل ۱۰- اجزاء یک سیستم فازی

۷- ارزیابی

حد مجاز خطای برخورد نهایی برای به انجام رسیدن مأموریت ۵ متر است. پارامترهای موشک پدافندی شبیه‌سازی در جدول ۳ آمده‌اند. همچنین فرض می‌کنیم که تراست موشک بعد از ۷/۵ ثانیه صفر شود. هدف بالستیک تاکتیکی با سرعت ورودی ۱۸۰۰ متر بر ثانیه و زوایای ورودی متفاوت ۴۵

عضویت مثلثی پیشنهاد شده‌اند. استفاده از شکل‌های پیچیده توابع عضویت همانند توابع ناقوسی مزیتی نسبت به شکل‌های مثلثی ندارند. در فاز میانی، تلاش می‌شود که موشک با بیشترین سرعت ممکن به فاز جهت‌گیری برسد. بنابراین متغیر سرعت از اهمیت بیشتری نسبت به متغیر مکان پیدا کرده و با وزن بیشتری در قوانین فازی قرار خواهد گرفت. مجموعه‌ای از ۲۵ قانون هدایت فازی، در جدول ۱ لیست شده‌اند.

جدول ۱- قوانین هدایت فازی صفحه عمودی در فاز میانی

α_{fm}	σ_v				
	LN	SN	ZE	SP	LP
δ_v	LN	SN	LN	LN	LN
	SN	SN	SN	SN	LN
	ZE	SP	SP	ZE	SN
	SP	LP	SP	SP	SP
	LP	LP	LP	LP	SP

۲) فاز جهت‌گیری: هدایت فاز جهت‌گیری منطق بر منطق فازی هرچه فاصله کمتر می‌شود، میزان اختلاف مسیر از خط دید اهمیت بیشتری پیدا خواهد کرد و خطای برخورد در فاز نهایی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. رویکرد عملی در این فاز کاهش اثر وزنی δ_v و افزایش اثر σ_v تا رسیدن به برد R_{lock} است. سایر موارد در این فاز بدون تغییر نسبت به فاز میانی هستند.

۳) فاز نهایی: هدایت فاز نهایی منطق بر منطق فازی

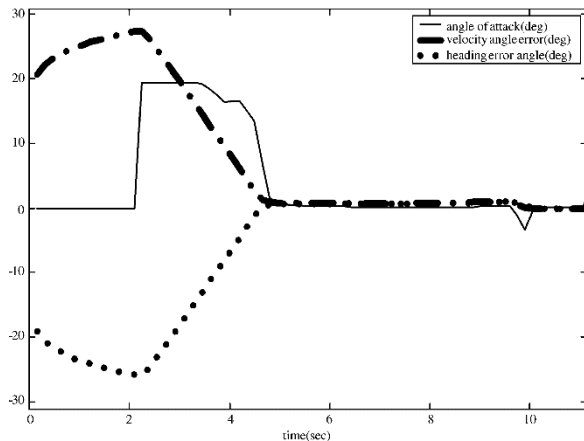
در این مرحله جستجوگر موشک بر روی هدف قفل می‌شود و داده‌های ردیابی برای فاز نهایی هدایت را مهیا می‌سازد. در طول این فاز اثر وزنی σ_v بیشتر از δ_v است چراکه تعیین‌کننده خطای برخورد نهایی است. برای متغیرهای ورودی و خروجی پنج تابع عضویت در نظر گرفته می‌شود که توابع عضویت آن‌ها به صورت شکل ۹ انتخاب می‌شوند.

برای افزایش حساسیت کنترل موقعیت باید مجموعه‌های فازی بسیار متمایز از فاز میانی استفاده شوند. همچنین برای پوشش کامل مانور پذیری متغیرهای کنترل طوری در نظر گرفته می‌شوند که محدوده وسیع‌تری را نسبت به فاز میانی پوشش‌دهنده یک جدول قانون مشابه پایگاه قانون فازی نوع استاندارد در جدول ۲ ایجاد شده است.

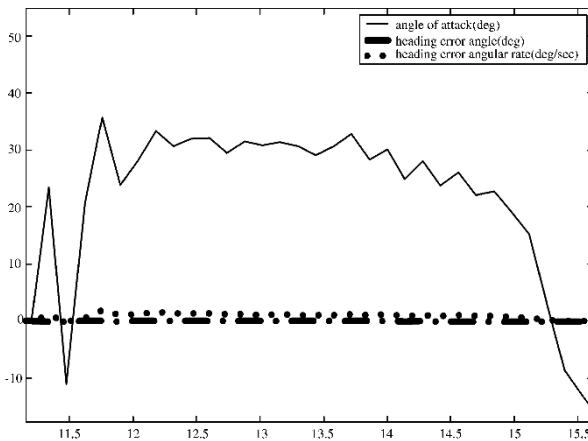
جدول ۲- قوانین هدایت فازی صفحه عمودی در فاز میانی

α_{ft}	σ_v				
	LN	SN	ZE	SP	LP
σ_v	LN	LP	LP	LP	LP
	SN	LP	SP	ZE	ZE
	ZE	LP	SP	ZE	SN
	SP	ZE	ZE	SN	SN
	LP	LN	LN	LN	LN

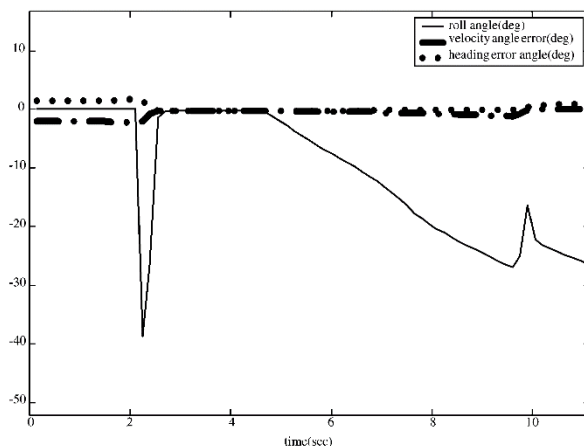
فلسفه طراحی قانون هدایت افقی نیز کاملاً شبیه هدایت صفحه عمودی است، فقط متغیر کنترلی α با δ جایگزین می‌شود و توجه اصلی آن کمینه کردن σ_{fl} است. برای متغیرهای مربوط به این صفحه هم در فاز میانی و فاز نهایی توابع عضویتی همچون متغیرهای صفحه عمودی انتخاب شده است. تنها تفاوت این است که متغیر خروجی هدایت صفحه افقی محدوده گسترده‌تری نسبت به هدایت صفحه عمودی دارد.



شکل ۱۱- عملکرد هدایت فازی در فاز میانی برای صفحه عمودی



شکل ۱۲- عملکرد هدایت فازی در فاز نهایی برای صفحه عمودی



شکل ۱۳- عملکرد هدایت فازی در فاز میانی برای صفحه افقی

و ۶۰ و ۷۵ درجه در شبیه‌سازی در نظر گرفته شده‌اند. سایر پارامترهای هدف $M_t = 1200 \text{ kg}$ و $C_{tD0} = 1.81$ و $\beta = 2440 \text{ kg/m}^2$ هستند.

جدول ۳- پارامترهای فیزیکی موشک

پارامتر	مقدار یا رابطه
وزن اولیه	$M_{missile0} = 600 \text{ kg}$
وزن نهایی	$M_{missilef} = 280 \text{ kg}$
پیشرانش بیشینه	$T_{max} = 100630 \text{ N}$
پیشرانش کمینه	$T_{min} = 0 \text{ N}$
سطح مرجع	$S_{missile} = 0.086 \text{ m}^2$
ضریب پسی برآ صفر	$C_{D0missile} = 0.45 - (0.04/3) \text{ Mach}$
ضریب لیفت	$C_{Lmissile} = 2.93 + 0.34008 \text{ Mach} + 0.2615 \text{ Mach}^2 + 0.0108 \text{ Mach}^3$
ضریب پسی القایی	$\mu = 0.053$

فرض می‌شود که رادار، هدف بالستیک را بعد از ورود به برد ۵۰ کیلومتری شناسایی می‌کند. همچنین عملکرد رادار و شلیک موشک ایده‌آل فرض می‌شوند. شتاب‌های فرار هدف a_{tx} و a_{ty} برای شتاب محوری a_{tx} صفر توسط دو فرآیند گاوس-مارکوف مرتبه اول تولید شده‌اند که به طور آماری نمایانگر شتاب جانبی پنج برابر شتاب گرانش هستند [۳].

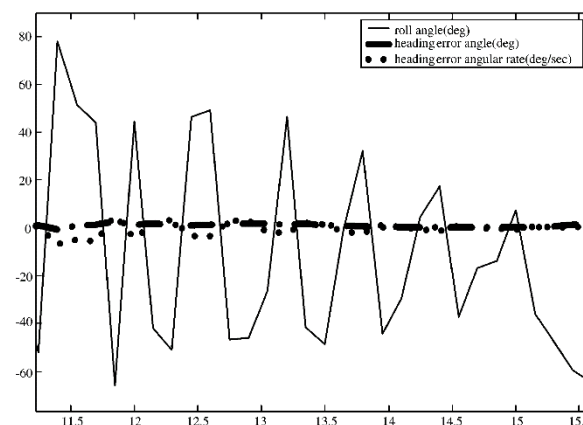
می‌توان نشان داد با بزرگ‌تر شدن زاویه ورود هدف به محدوده رادار پدافند توان مقابله موشک کاهش می‌یابد. هدف با زاویه ورود بزرگ‌تر سرعت عمودی بیشتری خواهد داشت پس مهلت زمانی پدافند برای درگیری موفقیت‌آمیز با هدف کوتاه خواهد بود. همچنین در ارتفاع بالا و پایین توان درگیری پدافند کاهش خواهد یافت چرا که در ارتفاع زیاد قدرت مانور موشک کاهش می‌یابد و در ارتفاع پایین زمان کل پرواز برای رسیدن به نقطه درگیری دلخواه کم خواهد بود.

عملکرد هدایت و دستورات کنترل با توجه به داده‌های فیزیکی موشک و هدف با در نظر گرفتن زاویه ورود ۴۵ درجه هدف در فاز میانی و نهایی به ترتیب در شکل ۱۱ و ۱۲ برای صفحه عمودی و در شکل ۱۳ و ۱۴ برای صفحه افقی رسم شده‌اند. نمودار سرعت موشک و هدف در شکل ۱۵ ارائه شده است. از نمودارهای σ و δ می‌توان دریافت وضعیت شاخ به شاخ قبل از ورود به فاز نهایی با موفقیت به دست آمده‌اند. توجه شود که در این فاز دستورات هدایتی تا زمانی که موشک به سرعت ۱/۲ ماخ نرسد اجرا نمی‌شود.

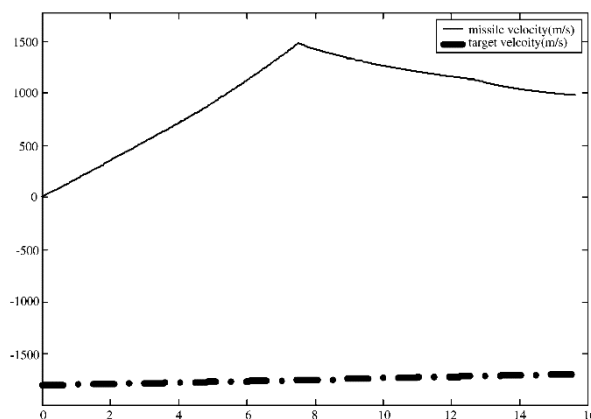
شرایط فاز نهایی معمولاً دقیق و سخت هستند چرا که تمام خطاهای ردیابی از شروع هدایت در این فاز کوتاه‌مدت تجمیع شده‌اند. نتایج شبیه‌سازی متناظر با هدایت ناوبری تناسبی کلاسیک (PNG) و هدایت فازی در شکل ۱۶ نشان داده شده است. بهره‌های هدایت ناوبری تناسبی طوری تنظیم شده‌اند که خطای برخورد برابر طراحی فازی کنونی یعنی حدود ۳/۷ متر باشد. در شکل ۱۶ می‌توان مشاهده کرد که خطای ردیابی هدایت ناوبری تناسبی نسبتاً بزرگ‌تر است و همچنین این هدایت آهسته‌تر از هدایت فازی کنونی همگرا می‌شود. بنابراین برای رسیدن به عملکرد یکسان، ناوبری تناسبی انرژی کنترلی بیشتری مصرف می‌کند.

۹- مراجع

- [1] T. Kuroda and F. Imado, "Advanced missile guidance system against very high speed target," in AIAA Paper 88-4092, Aug. 1988.
- [2] F. Imado and T. Kuroda, "Optimal guidance system against a hypersonic targets," in AIAA Paper 92-4531, Aug. 1992.
- [3] C. F. Lin, Advanced Control Systems Design. Upper Saddle River, NJ: Prentice-Hall, 1994.
- [4] A. E. Bryson and Y. C. Ho, Applied Optimal Control, 2 ed. Waltham, MA: Blaisdell, 1975.
- [5] C. F. Lin and L. L. Tsai, "Analytical solution of optimum trajectoryshaping guidance," J. Guid., Control, Dyna., vol. 10, no. 1, pp. 61-66, 1987.
- [6] B. Newman, "Strategic intercept midcourse guidance using modified zero effort miss steering," J. Guid., Control, Dyna., vol. 19, no. 1, pp. 107-112, 1996.
- [7] S. Bezick and W. S. Gray, "Guidance of a homing missile via nonlinear geometric control methods," J. Guid. Control, Dyna., vol. 18, no. 3, pp. 441-448, 1995.
- [8] C. L. Lin and Y. Y. Chen, "Design of an advanced guidance law against high speed attacking target," in Proc. National Science Council, R.O.C., Part A, vol. 23, 1998, pp. 60-74.
- [9] E. J. Song and M. J. Tahk, "Three-dimensional midcourse guidance using neural networks for interception of ballistic targets," IEEE Trans. Aero. Electron. Syst., vol. 38, pp. 19-24, Jan. 2002.
- [10] K. Mishra, I. G. Sarma, and K. N. Swamy, "Performance evaluation of two fuzzy-logic-based homing guidance schemes," J. Guid., Control, Dyna., vol. 17, no. 6, pp. 1389-1391, 1994.
- [11] C. M. Lin and Y. J. Mon, "Fuzzy-logic-based guidance law design for missile systems," in Proc. IEEE Control Applications Conf., 1999, pp. 421-426.
- [12] B. S. Chen, Y. Y. Chen, and C. L. Lin, "Nonlinear fuzzy H guidance law with saturation of actuators against maneuvering targets," IEEE Trans. Control Syst. Technol., vol. 10, pp. 769-779, May 2002.
- [13] P. Zarchan, Tactical and Strategic Missile Guidance, 2 ed. Washington, DC: AIAA, Inc., 1994.
- [14] A. Farina, B. Ristic, and D. Benvenuti, "Tracking a ballistic target: comparison of several nonlinear filter," IEEE Trans. Aero. Electron. Syst., vol. 38, pp. 854-867, Mar. 2002.
- [15] G. W. Cherry, "A general explicit, optimizing guidance law for rocketpropellant spacecraft," in AIAA Paper 64-638, Aug. 1964



شکل ۱۰- عملکرد هدایت فازی در فاز نهایی برای صفحه افقی



شکل ۱۱- سرعت هدف و موشک

۸- نتیجه گیری

در این گزارش یک قانون هدایت بر اساس منطق فازی برای هدایت یک موشک پدافند بالستیک ماوراء صوت در فضای شش درجه آزادی طراحی شد. در این روند جدید طراحی هدایت، به منظور ایجاد وضعیت برتر، کاهش انرژی کنترلی و افزایش سرعت نهایی در استراتژی مقابله شاخه شاخ یک قانون هدایت فازی در فاز میانی طراحی شد. برای حذف خطاهای برخورد ناشی از مانور شتابدار هدف نیز یک قانون هدایت فازی در فاز نهایی ایجاد شد. بررسی‌های عددی گسترده و آزمایش‌ها نشان دادند که طراحی پیشنهادی از دیدگاه مصرف انرژی، توان دفاعی و خطای برخورد عملکرد رضایت بخشی را فراهم می‌سازد.