

## هدایت برخط هواپیمای بی‌سرنشین جهت اجتناب از تهدیدهای شبکه‌ای

امید کاظمی فرا<sup>۱</sup>، علیرضا بابایی<sup>۲</sup>، مهدی مرتضوی<sup>۳</sup>

۱ دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

۲ استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، arbabaei@aut.ac.ir

۳ دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

تاریخ دریافت: ۹۶/۰۶/۱۵

تاریخ پذیرش: ۹۷/۱۲/۰۵

### چکیده

وجود تهدیدها در منطقه عملیاتی، می‌تواند با به خطر انداختن ایمنی پرنده، موفقیت مأموریت را با چالش روبرو سازد. در این تحقیق، با هدف بسط الگوریتمی برخط و کارآمد جهت اجتناب از تهدیدهای شبکه‌ای، روشی نوین در قالب حلقه درونی-حلقه برونی پیشنهاد شده که به‌طور مستقیم، دینامیک هواپیما را در استراتژی هدایت وارد می‌سازد. بر خلاف عموم روش‌های موجود، در این الگوریتم مسیر مستقیماً تولید نمی‌شود؛ بلکه در حلقه برونی، فرامین هدایتی مقتضی در حین پرواز و بر اساس شرایط لحظه‌ای تولید و برای اجرا به دینامیک پرنده اعمال می‌شود. در حلقه درونی، یک مدل سه درجه آزادی جرم نقطه‌ای بسط یافته است که تأخیرهای موجود در دینامیک پرنده را لحاظ می‌سازد. مسیر پرواز، به تدریج و در پی اعمال این فرامین به دینامیک پرنده، شکل می‌گیرد. مسأله هدایتی، در قالب رهیافت فازی مبتنی بر رفتار تدوین شده است. دو رفتار مستقل شامل رفتار هدایت به سمت هدف و رفتار اجتناب از تهدیدها تعریف شده است که فرامین صادره از آنها، با وزن‌های پویا تجمیع می‌شوند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی، حاکی از کارایی بسیار خوب روش پیشنهادی است.

### واژگان کلیدی

اجتناب از تهدید، طرح‌ریزی مسیر، رهیافت فازی مبتنی بر رفتار، مدل جرم نقطه‌ای، دینامیک وارون، حلقه درونی-حلقه برونی.

### ۱. مقدمه

می‌باید. توانایی در طراحی مسیر به عنوان یکی از عوامل تعیین کننده سطح خودگردانی برای پهپادها یک قابلیت بنیادی به حساب می‌آید. سرکوب پدافند هوایی دشمن<sup>۱</sup> (SEAD)، یکی از چندین مأموریت نظامی بسیار مهم است که انگیزه اصلی در آن، حمله توسط چند پرنده بدون سرنشین به اهداف زمینی متعدد است و بسته به شرایط، قیود مختلفی نیز می‌تواند اعمال گردد. مثلاً ممکن است دیدار<sup>۲</sup> یا دست‌یابی هم‌زمان به هدف ضمن اجتناب از

پیشرفت در زمینه‌های اوپونیک، ناوبری مبتنی بر سامانه موقعیت‌یاب جهانی (GPS)، تکنیک‌های کنترل پرواز و الکترونیک ارزان قیمت، امکان استفاده از پهپادها را هم در کاربردهای نظامی و هم در کاربردهای غیر نظامی مضاعف ساخته است. هم‌زمان با افزایش تمایل در استفاده گسترده‌تر از پهپادها، افزایش قابلیت خودگردانی آنها به شیوه‌ای کارآمد نیز ضرورت

تهدیدها و نواحی پرواز ممنوع و یا انجام امور بر اساس یک ترتیب خاص مثل کشف، حمله و تصدیق انهدام در مورد بعضی و یا همه اهداف ضروری باشد [۱،۲]. وجود تهدیدها مثل موشک‌های هدایت شونده زمین به هوا<sup>۳</sup> (SAMS) در منطقه عملیاتی، می‌تواند با به خطر انداختن ایمنی پرنده، موفقیت مأموریت را با چالش روبرو سازد. حتی در عمل، میزان خطرآفرینی این تهدیدها می‌تواند با به اشتراک گذاشته شدن اطلاعات پرنده بین آن‌ها، دو چندان شود. مهمترین نیازمندی در این سناریو این است که باید تمام بخش‌های مأموریت مثل طرح‌ریزی مسیر و مسیریابی، تخصیص پرنده‌ها به اهداف، تعیین امکان‌پذیری حمله و بازگشت ایمن به پایگاه، به طور کاملاً خودکار و مستقل صورت پذیرد. نظر به اهمیت بسیار زیاد توانایی پرنده در طرح‌ریزی و تولید مسیر به منظور اجتناب از تهدیدها در مأموریت SEAD و البته در سایر مأموریت‌های مشابه، این مقاله روشی پیشنهاد می‌کند که به موجب آن پرنده قادر خواهد بود به‌طور کاملاً مستقل و به صورت برخط و ضمن پرهیز از مناطق تهدیدآمیز که تا قبل از رویارویی با آنها ناشناخته بوده‌اند، به هدف با موقعیت از پیش تعیین شده، دست یابد.

روش وورونوی<sup>۴</sup>، یکی از نام‌آشناترین روش‌های طراحی مسیر برای اجتناب از تهدیدها است [۲-۵]. در این روش و نیز در روش میدان پتانسیل [۱۶]، فرض بر این است که محیط کاملاً معلوم بوده و طراحی مسیر با فرض معلوم بودن موقعیت تهدیدها صورت می‌پذیرد. بی‌تردید چنین روش‌هایی نمی‌توانند در همه انواع مختلف سناریوها از عملکرد رضایت‌بخشی برخوردار باشند. در مراجع [۸،۷] از الگوریتم ژنتیک، در [۹] از روش آنیل شبیه‌سازی شده<sup>۵</sup>، در [۱۰-۱۲] از روش درخت اتفافی کاوش سریع<sup>۶</sup> و در [۱۳،۱۴] از روش کلونی مورچگان برای اجتناب از تهدیدها استفاده شده است. در همه این مراجع، از دینامیک پرنده صرف‌نظر شده است. روش‌های مبتنی بر کنترل بهینه [۱۵-۱۷] و کنترل پیش‌بین [۱۸،۱۹]، روش‌های موجود دیگری هستند که از آنها برای طراحی مسیر با هدف اجتناب از تهدید استفاده شده است. در عموم روش‌های بهینه‌سازی رایج، لازم است که تابع هزینه، یک تابع خوش‌رفتار باشد. به عنوان مثال اگر قرار باشد تأثیر خط دید (LOS) بین پرنده و تهدید در محاسبات لحاظ شود، این تأثیر نمی‌تواند به‌صورت تحلیلی و به‌عنوان تابعی از متغیرهای حالت و/یا کنترل بیان شود.

بسیاری از روش‌هایی که تاکنون برای طرح‌ریزی مسیر پرنده‌های بی‌سرنشین ارائه شده است، به دلیل عدم توانایی در لحاظ نمودن دینامیک پرنده در فرآیند طراحی مسیر، عدم قابلیت کاربرد به‌صورت برخط ناشی از نیاز اساسی به اطلاعات کامل محیط قبل از آغاز مأموریت و یا ناشی از نیاز به حجم پردازش زیاد و محاسبات سنگین، با ضعف قابل ملاحظه‌ای همراه هستند. در این مقاله، با هدف بسط الگوریتمی برخط و البته کارآمد جهت اجتناب از تهدیدها و با انگیزه رفع کاستی‌های مذکور، روشی نوین در قالب حلقه درونی-حلقه برونی<sup>۷</sup> پیشنهاد شده است که به‌طور مستقیم دینامیک هواپیما را نیز در استراتژی هدایت وارد می‌سازد. در این روش، فرامین هدایتی مقتضی در طول مدت پرواز بر اساس شرایط لحظه‌ای تولید و برای اجرا به دینامیک پرنده اعمال می‌شود. مسیر، به تدریج و در پی اعمال فرامین هدایتی به دینامیک پرنده، شکل می‌یابد. مسأله هدایت، در قالب رهیافت مبتنی بر رفتار<sup>۸</sup> تدوین شده است. از رهیافت مبتنی بر رفتار به طور موفقیت‌آمیزی برای ناوبری روبات در محیط‌های ناشناخته استفاده شده است [۲۰-۲۳]. در اینجا، دو رفتار مستقل شامل رفتار هدایت به سمت هدف و رفتار اجتناب از تهدیدها تعریف شده است که فرامین صادره از آنها، با وزن‌های پویا و قابل تنظیم تجمیع می‌شوند. در بخش دوم، مدل دینامیکی پرنده از نظر خواهد گذشت. پس از آن، در بخش سوم به مدل‌سازی مناطق تهدید پرداخته می‌شود. ضمن مدل‌سازی تهدیدها، تأثیر به اشتراک گذاشته شدن اطلاعات پرنده بین آن‌ها نیز در این بخش مورد بررسی قرار می‌گیرد. پس از معرفی رویکرد مبتنی بر رفتار در بخش چهارم، رفتارهای مینا برای دست‌یابی به هدف ضمن پرهیز از مناطق تهدید، بسط می‌یابند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی الگوریتم پیشنهادی در بخش پنجم ارائه شده است. سرانجام، بخش ششم به جمع‌بندی و نتیجه‌گیری می‌پردازد.

## ۲. مدل دینامیکی پرنده

در اینجا، از مدل سه درجه آزادی برای بیان حرکت هواپیما استفاده می‌شود. معادلات دیفرانسیلی حاکم عبارتند از [۲۴-۲۶]:

$$\dot{V} = \frac{1}{m}(T \cos \alpha - D) - g \sin \gamma \quad (۱)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} \left( \frac{1}{m}(L + T \sin \alpha) \cos \varphi - g \cos \gamma \right) \quad (۲)$$

$$\dot{\chi} = \frac{1}{mV \cos \gamma} (L + T \sin \alpha) \sin \varphi \quad (۳)$$

$$\dot{x} = V \cos \gamma \cos \chi \quad (۴)$$

رهیافت دینامیک وارون<sup>۹</sup>، روابطی برای  $T_c$ ،  $\alpha_c$  و  $\varphi_c$  استخراج می‌گردد. ابتدا از تساوی معادلات (۱) و (۱۳) و حل برای تراسست،  $T_c$  مورد نیاز برای معادله (۱۰) به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$T_c = \frac{1}{\cos \alpha} (D + mg \sin \gamma + m\omega_V(V_c - V)) \quad (۱۶)$$

فرمان تراسست حاصل از معادله فوق، به  $T_{max}$  و  $0.2T_{max}$  محدود می‌شود که در آن،  $T_{max}$  حداکثر تراسست در دسترس پرنده می‌باشد. برای پرنده مورد نظر در این مقاله،  $T_{max}$  تابعی است از سرعت پرنده، چگالی و حداکثر توان در دسترس موتور:

$$T_{max} = \frac{\eta pr}{V} P_{0max} \left( 1.132 \frac{\rho}{\rho_0} - 0.132 \right) \quad (۱۷)$$

شبیه فرآیند انجام شده برای تعیین  $T_c$ ، لازم است که  $\alpha_c$  و  $\varphi_c$  مورد نیاز معادلات (۱۱) و (۱۲) نیز تعیین گردد. برای این منظور ابتدا دو تعریف زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$a_y = \frac{1}{m} (L + T \sin \alpha) \sin \varphi \quad (۱۸)$$

$$a_z = \frac{1}{m} (L + T \sin \alpha) \cos \varphi \quad (۱۹)$$

با این دو تعریف، معادله‌های (۲) و (۳) به صورت زیر بازنویسی می‌شوند:

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} (a_z - g \cos \gamma) \quad (۲۰)$$

$$\dot{\chi} = \frac{a_y}{V \cos \gamma} \quad (۲۱)$$

با مشتق‌گیری از معادلات (۱۸) و (۱۹):

$$\dot{a}_y = a_z \dot{\varphi} + \frac{1}{m} [\rho V \dot{V} S C_L + (\bar{q} S C_{L\alpha} + T) \dot{\alpha} + \alpha \dot{T}] \sin \varphi \quad (۲۲)$$

$$\dot{a}_z = -a_y \dot{\varphi} + \frac{1}{m} [\rho V \dot{V} S C_L + (\bar{q} S C_{L\alpha} + T) \dot{\alpha} + \alpha \dot{T}] \cos \varphi \quad (۲۳)$$

مشتق‌گیری با اعمال فرض  $\sin \alpha \approx \alpha$ ، انجام می‌گیرد. پس از جای‌گذاری  $\dot{\alpha}$  و  $\dot{\varphi}$  توسط معادله‌های (۱۱) و (۱۲) در دو معادله اخیر، از تساوی معادله (۲۲) با (۱۴) و نیز از تساوی معادله (۲۳) با (۱۵) و حل دستگاه حاصل برای  $\alpha_c$  و  $\varphi_c$ ، به دست می‌آید:

$$\alpha_c = \alpha + \frac{\tau_\alpha}{\bar{q} S C_{L\alpha} + T} \left\{ -\rho V \dot{V} S C_L + \frac{m [a_y \omega_{a_y} (a_{y_c} - a_y) + a_z \omega_{a_z} (a_{z_c} - a_z)]}{a_y \sin \varphi + a_z \cos \varphi} - \alpha \dot{T} \right\} \quad (۲۴)$$

$$\varphi_c = \varphi + \frac{\tau_\varphi}{a_y \tan \varphi + a_z} \left[ \omega_{a_y} (a_{y_c} - a_y) - \omega_{a_z} (a_{z_c} - a_z) \right] \tan \varphi \quad (۲۵)$$

توجه شود که در معادله (۲۴)،  $\dot{T}$  و  $\dot{V}$  به ترتیب توسط معادلات (۱۳) و (۱۰) جای‌گذاری می‌شوند. همچنین مقادیر حاصل از معادله‌های (۲۴) و (۲۵) برای زاویه حمله فرمان و زاویه

$$\dot{\gamma} = V \cos \gamma \sin \chi \quad (۵)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (۶)$$

در این معادلات، سرعت هوایی  $V$ ، زاویه مسیر  $\gamma$ ، زاویه سمت  $\chi$  و بردار موقعیت  $(x, y, h)$ ، متغیرهای حالت توصیف‌کننده رفتار پرنده هستند. همچنین،  $m$  جرم پرنده،  $g$  شتاب گرانشی و  $L$  و  $D$  به ترتیب نیروی برآ و پس‌آی آیرودینامیکی می‌باشند. نیروهای آیرودینامیکی از طریق معادلات (۷) تا (۹) تعیین می‌شوند. در این معادلات،  $\bar{q}$  فشار دینامیکی،  $S$  مساحت بال،  $\rho$  چگالی هوا،  $\alpha$  زاویه حمله،  $C_{L\alpha}$  شیب منحنی برآ،  $C_{L0}$  برای متناظر با زاویه حمله صفر و  $C_{D0}$  و  $K$  پارامترهای منحنی پس‌آی قطبی هستند.

$$L = \bar{q} S C_L, \quad C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha \quad (۷)$$

$$D = \bar{q} S C_D, \quad C_D = C_{D0} + K C_L^2 \quad (۸)$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2, \quad \rho = \rho(h) \quad (۹)$$

تراسست  $T$ ، زاویه حمله  $\alpha$  و زاویه غلت  $\varphi$ ، پارامترهای ورودی معادلات دیفرانسیلی غیرخطی فوق هستند که از طریق معادلات دیفرانسیلی خطی مرتبه اول زیر تعیین می‌شوند:

$$\dot{T} = \frac{1}{\tau_T} (T_c - T) \quad (۱۰)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{\tau_\alpha} (\alpha_c - \alpha) \quad (۱۱)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{1}{\tau_\varphi} (\varphi_c - \varphi) \quad (۱۲)$$

این فیلترهای تأخیری مبین این حقیقت هستند که به واسطه وجود تأخیر در دینامیک، عمل‌گرها و کنترل‌کننده‌ها، پرنده نمی‌تواند به طور آنی تراسست، زاویه حمله و زاویه غلت خود را تغییر دهد. ثابت‌های زمانی  $\tau_\alpha$ ،  $\tau_T$  و  $\tau_\varphi$  به نوع پرنده و قابلیت‌های دینامیکی آن بستگی دارد.

از فرمان سرعت  $V_c$ ، فرمان شتاب جانبی  $a_{y_c}$  و فرمان شتاب عمودی  $a_{z_c}$  برای هدایت و کنترل مسیر پرنده استفاده می‌شود. سرعت و شتاب‌های مطلوب، بر حسب  $V_c$ ،  $a_{y_c}$  و  $a_{z_c}$  بیان می‌شوند. فرض می‌شود که سرعت و شتاب‌های مطلوب توسط معادلات خطی نامتغیر با زمان زیر تعیین می‌شوند:

$$\dot{V} = \omega_V (V_c - V) \quad (۱۳)$$

$$\dot{a}_y = \omega_{a_y} (a_{y_c} - a_y) \quad (۱۴)$$

$$\dot{a}_z = \omega_{a_z} (a_{z_c} - a_z) \quad (۱۵)$$

که در این سه معادله،  $\omega_V$ ،  $\omega_{a_y}$  و  $\omega_{a_z}$  پهنای باند کنترل‌کننده هستند. پهنای باند، بیان‌گر چالاکی پرنده در تغییر سرعت و شتاب‌های خود متناسب با سرعت و شتاب‌های مطلوب است [۲۴]. با فرض کامل بودن مدل موصوف و با استفاده از

### ۳. مدل‌سازی منابع تهدید

با مرور کارهای انجام شده در زمینه اجتناب از تهدیدها مشاهده می‌شود که تهدیدها به روش‌های مختلفی مدل می‌شوند: نقاطی با مختصات معلوم [۲]، موانعی با ارتفاع بی‌نهایت و غیر قابل عبور [۱۵] و یا پایگاه‌هایی با تابع توزیع خطر  $P(x,y)$  که خود این توابع توزیع نیز می‌تواند دارای انواع مختلفی مثل تابع توزیع گاوسی و یا شکل‌های مختلف تابع گویا باشد [۱۶]. به‌منظور انعکاس هرچه بهتر عدم قطعیت موجود در طبیعت تهدیدها، در [۱۱،۲۸] از تئوری فازی برای مدل‌سازی آنها استفاده شده است. در واقع مشکل عمده در مدل‌سازی تهدیدها این است که بتوان عدم قطعیت‌های مختلف موجود در این‌گونه از محیط‌های عملیاتی مثل احتمال کشف و شناسایی پرنده توسط حس‌گرها و یا رادارهای دشمن و احتمال مورد اصابت قرار گرفتن پرنده توسط پدافند هوایی دشمن را به‌صورت ریاضی بیان نمود.

در این‌جا، از توابع توزیع گاوسی برای نشان دادن شکل توزیع خطر ناشی از هر یک از منابع تهدید استفاده می‌شود. در این صورت، هر تهدید توسط دو پارامتر مقدار میانگین و واریانس مشخص خواهد شد. مقدار میانگین، محل تمرکز و واریانس، سطح تحت تأثیر تهدید را تعیین می‌کند. بر اساس مدل گاوسی، توزیع تهدید به صورت زیر بیان می‌شود:

$$P_i(x,y) = \exp\left[-\frac{1}{2}(r - m_i)^T K_i^{-1}(r - m_i)\right] \quad (26)$$

که در آن،  $r = [x, y]^T$  بردار موقعیت نسبت به مبدأ دستگاه اینرسی،  $m_i$  بردار میانگین و  $K_i$  ماتریس کوواریانس منطقه تهدید  $T_i$  می‌باشند:

$$m_i = \begin{bmatrix} m_{x,i} \\ m_{y,i} \end{bmatrix}, \quad K_i = \begin{bmatrix} \sigma_{x,i}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{y,i}^2 \end{bmatrix} \quad (27)$$

نمونه‌ای از نقشه احتمالاتی تهدید برای ناحیه‌ای با وسعت  $50 \times 50$  کیلومتر مربع شامل هفت منطقه تهدید در شکل ۲ نشان داده شده است. برای همه این مناطق تهدید، واریانس  $\sigma_{y,i}$  و  $\sigma_{x,i}$  برابر  $2000$  متر در نظر گرفته شده است.

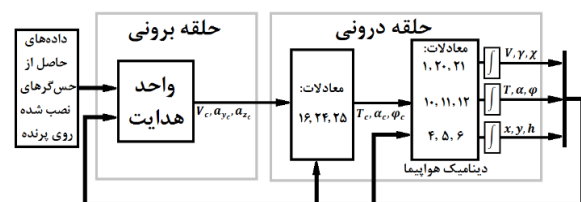
حال فرض شود پرنده در موقعیت  $(x,y)$  قرار داشته و  $M$  منطقه تهدید در محیط عملیاتی وجود دارند که به ترتیب بر حسب فاصله آن‌ها تا پرنده، با  $T_1, T_2, \dots, T_M$  نمایش داده می‌شوند ( $T_1$  نزدیک‌ترین و  $T_M$  دورترین منبع تهدید نسبت به پرنده هستند). اگر  $P_i(x,y)$  به عنوان خطر احتمالاتی ناشی از منبع تهدید  $T_i$  در نقطه  $(x,y)$  در نظر گرفته شود، خطر احتمالاتی کل ناشی از

غلت فرمان، از یک اشباع کننده عبور داده می‌شوند طوری که همواره  $\alpha_{min} \leq \alpha_c \leq \alpha_{max}$  و همچنین  $|\varphi_c| \leq \varphi_{max}$  باشد. مقدار عددی کلیه پارامترهای استفاده شده در این مطالعه، در جدول ۱ ارایه شده است [۲۷].

در نهایت، معادلات (۱، ۲۰ و ۲۱)، (۱۰، ۱۱ و ۱۲) و (۴، ۵ و ۶)، با تشکیل مجموعه‌ای از معادلات دیفرانسیلی، هوایما و خلبان خودکار آن را مدل می‌کنند. در بلوک دیاگرام ارایه شده در شکل ۱ که پلاتفرم شبیه‌سازی را نشان می‌دهد، بلوک موسوم به دینامیک هوایما، به این مجموعه از معادلات اشاره دارد. ورودی مورد نیاز این دسته از معادلات، توسط معادلات (۱۶، ۲۴ و ۲۵) تعیین می‌گردد. مطابق شکل ۱، مجموعه همه این معادلات، حلقه درونی را تشکیل می‌دهد. بدین ترتیب، بر اساس رویکرد دینامیک وارون، حلقه درونی ضمن لحاظ نمودن تأخیرهای موجود در دینامیک پرنده، امکان تعقیب سیگنال‌های فرمان سرعت، فرمان شتاب عمودی و فرمان شتاب جانبی را میسر می‌سازد. اما در حلقه برونی، الگوریتم هدایت با دریافت اطلاعات حاصل از حس‌گرهای نصب شده روی پرنده، فرامین هدایتی مقتضی شامل فرمان سرعت، فرمان شتاب جانبی و فرمان شتاب عمودی را تولید و به حلقه درونی ارسال می‌دارد. پیرامون کیفیت تولید این فرامین، در قسمت‌های بعدی بحث خواهد شد.

جدول ۱. مقدار عددی پارامترهای استفاده شده در شبیه‌سازی

پارامتر	مقدار	پارامتر	مقدار
$S$	$1.21 m^2$	$m$	$65 kg$
$C_{L_0}$	$0.33$	$V_{max}$	$60 m/s$
$C_{L_\alpha}$	$5.37 rad^{-1}$	$V_{cruise}$	$50 m/s$
$C_{D_0}$	$0.04$	$V_{min}$	$35 m/s$
$K$	$0.0382$	$\eta_{pr}$	$0.8$
$P_{0,max}$	$12 hp$	$\tau_T$	$1.5 sec$
$\varphi_{max}$	$35 deg$	$\tau_\alpha$	$0.3 sec$
$\alpha_{max}$	$9 deg$	$\tau_\varphi$	$0.2 sec$
$\alpha_{min}$	$-1 deg$	$\omega_V$	$0.3 sec^{-1}$
$a_{y,max}$	$1g$	$\omega_{a_y}$	$1 sec^{-1}$
$a_{z,max}$	$0.5g$	$\omega_{a_z}$	$1 sec^{-1}$



شکل ۱. پلاتفرم شبیه‌سازی

$$1 - \prod_{i=1}^M \left\{ 1 - P_{i-1}(x, y) \left( 1 - \prod_{j=1}^i \left( 1 - P_j(x, y) \right) \right) - (1 - P_{i-1}(x, y)) P_i(x, y) \right\}$$

توجه شود که در (۳۰)، ترتیب و شماره‌گذاری تهدیدها بر اساس فاصله آنها تا پرنده انجام می‌گیرد. بدین ترتیب به‌طور ضمنی فرض شده است که رهگیری پرنده ابتدا توسط تهدیدی که به پرنده نزدیک‌تر است (و قبل از سایر تهدیدها) انجام گرفته و اطلاعات پرنده در هر لحظه از طریق نزدیک‌ترین تهدید به پرنده، بین سایر تهدیدها به اشتراک گذاشته می‌شود.

#### ۴. الگوریتم هدایت برخط: رهیافت مبتنی بر رفتار

مطابق شکل ۱، الگوریتم هدایتی در حلقه بیرونی بر اساس موقعیت هدف، موقعیت لحظه‌ای پرنده و سطح خطر ناشی از وجود تهدیدها، فرامین مقتضی را جهت اجتناب از تهدیدها و در عین حال دست‌یابی به هدف، تولید می‌کند. مسأله هدایت، در قالب رهیافت فازی مبتنی بر رفتار تدوین شده است.

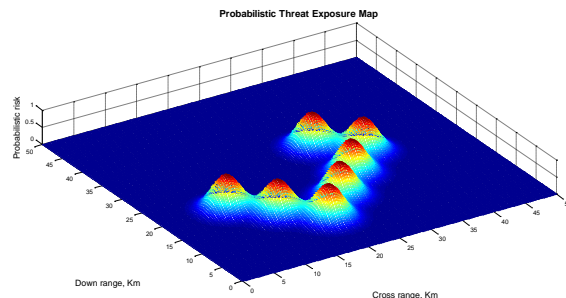
در یک رویکرد مبتنی بر رفتار، اهداف مسأله از طریق تفکیک وظیفه کلی به چند وظیفه کوچک‌تر و مستقل از هم که هر کدام بر یک معیار خاص تمرکز دارند، تحقق می‌یابند [۲۰-۲۳]. برای مثال در حل مسأله ناوبری یک روبات در یک محیط ناهموار و ناشناخته با این رویکرد، یک رفتار می‌تواند تعریف شود که بر موضوع هدایت به سمت هدف متمرکز باشد و فرامینی به عمل‌گرهای روبات ارسال نماید که به واسطه آن، مسیر روبات به هدف منتهی و ختم شود. در عین حال یک رفتار جدید و مستقل دیگر نیز می‌تواند تعریف شود که متوجه اجتناب از برخورد با موانع باشد. در واقع تعریف رفتارهای مستقل، سنگ بنای این استراتژی است.

در اینجا با هدف هدایت یک پرنده خودگردان به سمت هدف در حضور تهدیدهای متعدد، دو رفتار مستقل تعریف می‌شود (شکل ۳): ۱- هدایت به سمت هدف و ۲- اجتناب از تهدیدها. طبیعت غیر کوپله و برخورداری این رهیافت از یک ساختار ماژولار، به سادگی افزودن ماژول‌های جدید به سیستم که بیان‌گر رفتارهای جدید هستند را مقدور می‌سازد. در این استراتژی حل مسأله، رفتارهای مستقل چندگانه که هر کدام بر روی یک وظیفه خاص متمرکز هستند، می‌توانند هم‌زمان با یکدیگر فعال باشند. هر یک از رفتارها متناسب با معیاری که بر آن تمرکز دارند، فرامینی تولید می‌کنند. پس از اعمال ضرایب وزنی که خود متناسب با شرایط

تمام منابع تهدید در موقعیت  $(x, y)$ ،  $P(x, y)$ ، به صورت زیر قابل محاسبه خواهد بود:

$$P(x, y) = 1 - \prod_{i=1}^M (1 - P_i(x, y)) \quad (28)$$

در عمل، هر یک از تهدیدهای حاضر در صحنه عملیات، می‌توانند به‌واسطه ارتباط مخابراتی با سایر تهدیدهای مجاور خود، اطلاعات به‌دست آمده از هدف را با یکدیگر به اشتراک بگذارند. چنانچه این امکان برای تهدیدها فراهم باشد، از آن تهدیدها تحت عنوان شبکه تهدیدها<sup>۱۶</sup> یاد می‌شود. به‌رغم این که شبکه تهدیدها موضوعی است که در عمل وجود دارد، در اغلب روش‌های اجتناب از تهدید، از این موضوع غفلت می‌شود. بی‌تردید، وجود ارتباط مخابراتی بین تهدیدها به مفهوم سطح بیشتری از خطری است که به‌واسطه وجود تهدیدها، متوجه ایمنی پرنده می‌شود. این در حالی است که به اشتراک‌گذاری اطلاعات تهدید رؤیت شده توسط یک پرنده با سایر پرنده‌ها در یک مأموریت مشارکتی، لزوماً نمی‌تواند به ارتقاء کیفیت طراحی مسیر مشارکتی برای آن‌ها منجر شود [۱۲].



شکل ۲. نقشه احتمالاتی تهدید برای ناحیه‌ای شامل هفت منطقه تهدید

انتقال و به اشتراک‌گذاری اطلاعات هدف بین تهدیدها، یک پدیده احتمالاتی است. بر اساس تحلیل ارائه شده در [۱۸]، تحت وجود ارتباط مخابراتی بین مناطق تهدید، خطر احتمالاتی ناشی از تهدید  $T_i$ ،  $P_i(x, y)$ ، به صورت زیر به  $P_{net,i}(x, y)$  اصلاح می‌گردد:

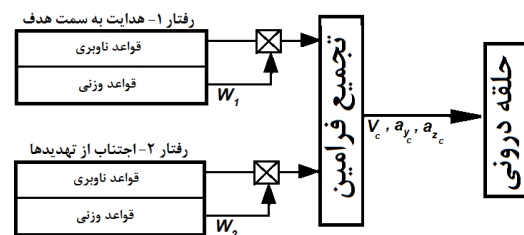
$$P_{net,i}(x, y) = P_{i-1}(x, y) \left( 1 - \prod_{j=1}^i (1 - P_j(x, y)) \right) + (1 - P_{i-1}(x, y)) P_i(x, y) \quad (29)$$

سرانجام، تهدید کل ناشی از تمام منابع تهدید برای حالتی که اطلاعات هدف بین تهدیدها به اشتراک گذاشته می‌شود،  $P_{net}(x, y)$ ، به صورت زیر قابل محاسبه خواهد بود [۱۸]:

$$P_{net}(x, y) = \quad (30)$$

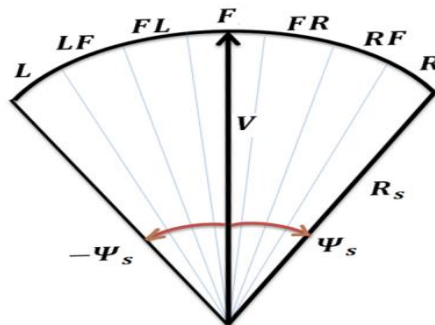
لحظه‌ای تنظیم شوند، این فرامین تجمیع شده و به سیستم کنترل پرواز پرنده خودگردان ارسال می‌شود.

مطابق شکل ۳، برای هر رفتار دو دسته قانون در نظر گرفته می‌شود: قواعد ناوبری و قواعد وزنی. قواعد ناوبری، کنترل حرکت دورانی و انتقالی پرنده را در اختیار گرفته در حالی که قواعد وزنی بر اساس شرایط غالب و با اختصاص یک ضریب وزنی به هر رفتار، اهمیت نسبی و محوریت آن رفتار را مشخص می‌سازند. پس از آن، ترکیب وزن دار خروجی همه رفتارها، برای اجرا به حلقه درونی ارسال می‌شود.



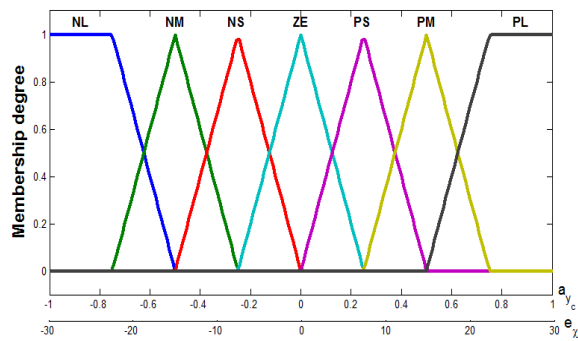
شکل ۳. حلقه برونی- تعریف رفتارهای مستقل برای هدایت هواپیما

جستجوگر ۴۰۰۰ متر در نظر گرفته می‌شود. مطابق شکل ۴، میدان دید جستجوگر به هفت ناحیه با فواصل زاویه‌ای یکسان تقسیم‌بندی می‌شود. همچنین فرض می‌شود که میدان دید، نسبت به بردار سرعت پرنده متقارن است. هر یک از این نواحی به ترتیب از راست به چپ با عناوین  $L, LF, FL, F, FR, RF, R$  نام-گذاری می‌شوند که به ترتیب به معنی راست، راست-جلو، جلو-راست، جلو، جلو-چپ، چپ-جلو و چپ می‌باشند.



شکل ۴. تقسیم‌بندی میدان دید جستجوگر به هفت ناحیه

از توابع عضویت ذوزنقه‌ای استفاده شده و متناسب با هفت ناحیه نشان داده شده در شکل ۴، هفت تابع عضویت فازی برای خطای سمت و نیز برای فرمان شتاب جانبی تعریف می‌گردد (شکل ۵). این توابع با عناوین  $NL, NS, ZE, PS, PM, PL$  نام‌گذاری شده‌اند.



شکل ۵. توابع عضویت فازی برای خطای سمت و فرمان شتاب جانبی

امتداد بال راست، به‌عنوان جهت مثبت برای شتاب جانبی در نظر گرفته می‌شود. فرمان شتاب جانبی، بر حسب خطای سمت و از طریق هفت قانون فازی به شرح زیر که در فرم ممدانی نوشته شده است، مشخص می‌گردد.

$$1) \quad \text{if } e_\chi \text{ is } NL \text{ then } a_{y_c} \text{ is } NL.$$

#### ۱-۴. رفتار هدایت به سمت هدف

همان‌گونه که از عنوان بر می‌آید، تنها وظیفه این رفتار، هدایت پرنده به سوی هدف می‌باشد. برای توسعه این رفتار، از قاعده هدایتی تعقیب محض<sup>۱۱</sup> که در زمینه هدایت موشک‌ها بسیار مطرح است، استفاده می‌شود. بر اساس این قاعده، رفتار هدایت به سمت هدف سعی خواهد داشت با تولید فرمان شتاب جانبی، بردار سرعت پرنده را بر راستای خط دید پرنده و هدف، منطبق سازد. فرمان شتاب جانبی متناسب با میزان خطای سمت، تولید می‌شود. خطای سمت،  $e_\chi$ ، به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$e_\chi = \text{sign}(\chi_T - \chi) * \min(|\chi_T - \chi|, 0.5FOV_H) \quad (31)$$

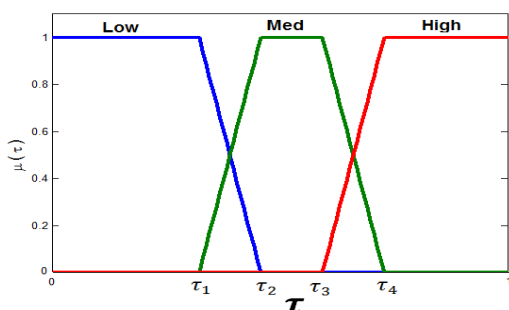
$$\chi_T = \text{atan2}(y_T - y, x_T - x) \quad (32)$$

که در آن،  $\chi$  سمت پرنده،  $\chi_T$  سمت هدف،  $(x, y)$  موقعیت پرنده،  $(x_T, y_T)$  موقعیت هدف و  $FOV_H$  وسعت میدان دید افقی پرنده را نشان می‌دهد. به منظور عدم تجاوز از حدود میدان دید جاری، مطابق معادله (۳۱)، خطای سمت به حدود میدان دید محدود شده است.

در این‌جا فرض می‌شود که پرنده برای آشکارسازی مناطق تهدید به یک جستجوگر راداری با برد  $R_S$  و وسعت میدان دید  $FOV_H$  تجهیز شده است. وسعت میدان دید، ۶۰ درجه و برد

دید از طریق مجموعه‌ای از قوانین فازی مشخص می‌گردد. این دو ناحیه، به ترتیب ناحیه منتخب از راست<sup>۱۳</sup> و ناحیه منتخب از چپ<sup>۱۴</sup> نامیده می‌شوند. در گام بعدی، بهترین ناحیه بین ناحیه منتخب از راست، ناحیه جلو و ناحیه منتخب از چپ تعیین می‌شود. در هر دو مرحله، قوانین فازی مربوط به تعیین ایمن‌ترین ناحیه، طوری تدوین یافته که به موجب آنها، پرنده همواره تمایل به حفظ راستای پروازی جاری خود داشته و جهت مستقیم به عنوان جهت پرواز ترجیح داده می‌شود. بدین ترتیب از گردش‌های غیر ضروری پرهیز خواهد شد. این قوانین فازی، در جدول ۲ ارائه شده است. قوانین ارائه شده در قسمت الف این جدول، به انتخاب ایمن‌ترین ناحیه از سمت راست میدان دید اختصاص داشته و سه شاخص  $\tau_r$ ،  $\tau_{rf}$  و  $\tau_{fr}$  ورودی این قوانین هستند. چون برای هر کدام از این متغیرها سه مجموعه فازی تعریف شده است، تعداد ۳<sup>۳</sup> قانون فازی وجود خواهد داشت. از طریق این ۲۷ قانون، ناحیه منتخب از راست تعیین خواهد شد. این ناحیه با  $PR$  و شاخص ایمنی آن با  $\tau_{pr}$  نمایش داده می‌شود. به عنوان نمونه، قانون (۱،۱) از سطح فوقانی این جدول، به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

اگر  $\tau_{fr}$  کوچک و  $\tau_{rf}$  بزرگ و  $\tau_r$  بزرگ باشد، آنگاه  $a_{yc}$  مثبت بزرگ است.



شکل ۶. توابع عضویت فازی برای شاخص ایمنی

به‌طور مشابه، برای تعیین ناحیه منتخب چپ نیز ۲۷ قانون نوشته می‌شود. این قوانین می‌توانند به طور خیلی ساده و با جایگزینی  $r$  و  $P$  با  $l$  و  $N$  از روی جدول ۲-الف نوشته شوند. ناحیه منتخب از چپ با  $PL$  و شاخص ایمنی آن با  $\tau_{pl}$  نمایش داده می‌شود. فرمان شتاب جانبی متناظر با ناحیه منتخب راست و فرمان شتاب جانبی متناظر با ناحیه منتخب چپ، خروجی‌های گام نخست از این پروسه دو مرحله‌ای هستند. این دو فرمان به ترتیب با  $PP$ <sup>۱۵</sup> و  $PN$ <sup>۱۶</sup> نشان داده می‌شود. قوانین فازی متناظر با گام

- ۲) if  $e_\chi$  is  $NM$  then  $a_{yc}$  is  $NM$ .
- ۳) if  $e_\chi$  is  $NS$  then  $a_{yc}$  is  $NS$ .
- ۴) if  $e_\chi$  is  $ZE$  then  $a_{yc}$  is  $ZE$ .
- ۵) if  $e_\chi$  is  $PS$  then  $a_{yc}$  is  $PS$ .
- ۶) if  $e_\chi$  is  $PM$  then  $a_{yc}$  is  $PM$ .
- ۷) if  $e_\chi$  is  $PL$  then  $a_{yc}$  is  $PL$ .

به عنوان مثال طبق قانون هفتم، اگر خطای سمت مثبت بزرگ باشد، شتاب جانبی لازم برای حذف این خطا، مثبت بزرگ خواهد بود. در اینجا از روش مرکز سطح<sup>۱۲</sup> (COA) برای نافازی‌سازی استفاده می‌شود.

## ۲-۴. رفتار اجتناب از تهدیدها

اجتناب از تهدیدها در صفحه افق انجام می‌گیرد. بنابراین، این رفتار می‌تواند از طریق تولید فرمان شتاب جانبی و فرمان سرعت محقق گردد. به منظور تولید این فرامین، ابتدا به هر یک از نواحی هفت‌گانه نشان داده شده در شکل ۴، شاخصی موسوم به شاخص ایمنی اختصاص می‌یابد. این شاخص دارای مقداری بین صفر تا یک می‌باشد. هر اندازه که شاخص ایمنی یک ناحیه بزرگ‌تر باشد، ایمنی آن ناحیه در برابر تهدیدها بیشتر خواهد بود. شاخص ایمنی هر ناحیه، به صورت زیر بر حسب خطر احتمالاتی متوسط آن ناحیه محاسبه می‌گردد:

$$\tau|i = 1 - P_{net|i} \quad , \quad i = 1, 2, \dots, 7 \quad (۳۳)$$

که در آن، خطر احتمالاتی متوسط ناحیه  $i$ ام،  $P_{net|i}$ ، به صورت میانگین تهدید در چند شعاع مختلف از آن ناحیه محاسبه می‌شود.

پس از محاسبه شاخص ایمنی برای هر یک از نواحی هفت‌گانه، فرمان شتاب جانبی بر اساس مجموعه‌ای از قوانین فازی و از طریق یک پروسه دو مرحله‌ای تولید می‌شود. این هفت شاخص، ورودی‌های قوانین فازی بوده و فرمان شتاب جانبی، خروجی این سیستم فازی خواهد بود. مطابق شکل ۶، سه مجموعه فازی برای شاخص ایمنی،  $\tau$ ، با عناوین  $Low$ ،  $Med$  و  $High$  در نظر گرفته می‌شود.

با مشخص بودن مقادیر شاخص ایمنی نواحی هفت‌گانه،  $\tau_r$ ،  $\tau_{rf}$ ،  $\tau_{fr}$ ،  $\tau_l$ ،  $\tau_{lf}$ ،  $\tau_{fl}$ ،  $\tau_{lr}$ ،  $\tau_{rl}$ ،  $\tau_{rl}$ ،  $\tau_{rl}$  در گام نخست به طور جداگانه، ابتدا ایمن‌ترین ناحیه از سه ناحیه واقع در سمت راست میدان دید و سپس ایمن‌ترین ناحیه از سه ناحیه واقع در سمت چپ میدان



دوم، در جدول ۲-ب ارزیابی شده است. سه ناحیه منتخب راست، جلو و منتخب چپ،  $(PL, F, PR)$ ، از طریق این قواعد با یکدیگر مقایسه شده و ایمن‌ترین ناحیه بین آنها انتخاب و فرمان شتاب جانبی متناظر تولید می‌شود.

و البته بزرگ‌تر از شاخص ایمنی ناحیه روبرو هستند، فرمان توصیه شده،  $NOP$  است. قانون  $(1,1)$  از سطح فوقانی این جدول، یک نمونه از این حالت است که به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

اگر  $\tau_f$  کوچک و  $\tau_{pl}$  بزرگ و  $\tau_{pr}$  بزرگ باشد، آنگاه  $a_{yc}$   $NOP$  است.

مزیت استفاده از  $NOP$  به جای استفاده از  $PP$  و یا استفاده از  $PN$ ، این است که پرنده در این مرحله مجبور نخواهد بود بین جهت چپ یا جهت راست یکی را برگزیند. بدین ترتیب، سمت پرواز نهایی از تجمیع  $NOP$  و فرمان حاصل از سایر رفتارها مشخص خواهد شد. تابع عضویت  $NOP$ ، از اجتماع توابع عضویت  $PP$  و  $PN$ ، ساخته می‌شود.

موشک‌های زمین به هوا، از مهم‌ترین تهدیدهایی هستند که می‌توانند خطری جدی برای ایمنی پرنده باشند. به منظور اصابت یک موشک هدایت شونده با رادار به پرنده، لازم است که قبل از شلیک موشک، به منظور دستیابی به یک رهگیری خوب از پرنده، حداقل  $T_1$  ثانیه از رهگیری پرنده توسط رادار سپری شده باشد. برای مثال در مورد سامانه SA-6 روسی، این مدت زمان بالغ بر ۲۰ ثانیه است. علاوه بر این، این رهگیری هم‌چنان باید بدون وقفه و به طور پیوسته در کل مدت زمان پرواز موشک،  $(T_2)$ ، نیز ادامه یابد. بنابراین لازم است که حداقل به مدت  $(T_1 + T_2)$  ثانیه از رهگیری پرنده توسط رادار سپری شده باشد تا امکان اصابت موشک به پرنده فراهم باشد. اگر به هر دلیلی در طی مدت زمان  $T_1$  خللی در رهگیری وارد آید و پرنده از دید رادار خارج شود، ضروری است که حتماً قبل از شلیک موشک، حداقل  $T_1$  ثانیه دیگر از رهگیری سپری شود. همچنین اگر در حین پرواز موشک، پرنده از دید رادار خارج شود، قبل از شلیک موشک بعدی باز لازم است که پرنده دوباره حداقل به مدت  $T_1$  ثانیه رهگیری شود [۲۹].

بر این اساس، زمانی که پرنده در حین انجام مأموریت خود با تهدیدهایی بر سر راه خود روبرو می‌شود، علاوه بر انجام مانور در صفحه افق جهت اجتناب از آنها، لازم است که با افزایش سرعت، مدت زمان قرارگیری خود در معرض دید آنها را کاهش دهد. با در نظر داشتن این حقیقت، در این جا فرمان سرعت مطابق زیر تولید می‌شود:

$$V_c = V_{min} + \Delta V \quad (34)$$

$$\Delta V \in [0, (V_{max} - V_{min})]$$

افزایش در سرعت، از طریق قواعد فازی زیر تعیین می‌شود:

جدول ۲. قوانین فازی برای تعیین شتاب جانبی در رفتار اجتناب از تهدیدها

تهدیدها			
(الف)			
$\tau_{rf}$ high	$\tau_r$ high	$\tau_{fr}$ low	PM
$\tau_{rf}$ medium	$\tau_r$ medium	$\tau_{fr}$ low	PM
$\tau_{rf}$ low	$\tau_r$ low	$\tau_{fr}$ low	PM
$\tau_{rf}$ high	$\tau_r$ high	$\tau_{fr}$ medium	PL
$\tau_{rf}$ medium	$\tau_r$ medium	$\tau_{fr}$ medium	PL
$\tau_{rf}$ low	$\tau_r$ low	$\tau_{fr}$ medium	PL
$\tau_{rf}$ high	$\tau_r$ high	$\tau_{fr}$ high	PS
$\tau_{rf}$ medium	$\tau_r$ medium	$\tau_{fr}$ high	PS
$\tau_{rf}$ low	$\tau_r$ low	$\tau_{fr}$ high	PS
(ب)			
$\tau_{pl}$ high	$\tau_{pr}$ high	$\tau_f$ low	NOP
$\tau_{pl}$ medium	$\tau_{pr}$ medium	$\tau_f$ low	PN
$\tau_{pl}$ low	$\tau_{pr}$ low	$\tau_f$ low	PN
$\tau_{pl}$ high	$\tau_{pr}$ high	$\tau_f$ medium	PP
$\tau_{pl}$ medium	$\tau_{pr}$ medium	$\tau_f$ medium	PP
$\tau_{pl}$ low	$\tau_{pr}$ low	$\tau_f$ medium	PP
$\tau_{pl}$ high	$\tau_{pr}$ high	$\tau_f$ high	ZE
$\tau_{pl}$ medium	$\tau_{pr}$ medium	$\tau_f$ high	ZE
$\tau_{pl}$ low	$\tau_{pr}$ low	$\tau_f$ high	ZE

با دقت در قوانین ارزیابی شده در جدول ۲-ب، مشاهده می‌شود مادامی که ناحیه روبرویی پرنده ایمن‌تر است و یا مادامی که شاخص ایمنی هر سه ناحیه یکسان هستند، هیچ فرمانی توصیه نمی‌شود. از عملگر  $OR$  فازی استفاده شده و مجموعه فازی  $NOP$  به صورت  $NOP = OR(PN, PP)$  تعریف می‌شود. مطابق جدول ۲-ب، تحت شرایطی که لازم است با اعمال شتاب جانبی، جهت پرواز تغییر یابد ولی در عین حال ناحیه منتخب از چپ و ناحیه منتخب از راست دارای شاخص ایمنی یکسان با هم



بر این اساس، مادامی که ناحیه فراروی پرنده ایمن باشد، وزن رفتار هدایت به سمت هدف بالا و وزن رفتار اجتناب از تهدیدها بسیار اندک خواهد بود. در این حالت، رفتار هدایت به سمت هدف، هدایت پرنده را در دست می‌گیرد. اما در مقابل، هنگامی که پرنده با تهدیدی روبرو می‌شود، از وزن رفتار هدایت به سمت هدف کاسته و بر وزن رفتار اجتناب از تهدیدها افزوده خواهد شد. در این حالت، رفتار اجتناب از تهدیدها در هدایت پرنده نافذتر عمل می‌کند. تعیین وزن‌ها بدین صورت، دارای مبنایی شهودی<sup>۱۸</sup> می‌باشد.

در الگوریتم هدایتی پیشنهاد شده در اینجا، فرمان شتاب عمودی همواره برابر صفر است؛ فرمان سرعت تنها توسط رفتار اجتناب از تهدیدها و فرمان شتاب جانبی توسط هر دو رفتار تولید می‌شود. فرمان شتاب جانبی نهایی به صورت زیر تعیین می‌شود:

$$a_{yc} = \frac{\sum_{i=1}^2 W_i (a_{yc})_i}{\sum_{i=1}^2 W_i} \quad (36)$$

شایان ذکر است که به منظور حذف گردش‌های غیر ضروری، فرمان شتاب جانبی محاسبه شده توسط رابطه فوق، قبل از ارسال به حلقه داخلی، از یک المان غیر خطی مرکب از ناحیه مرده و تابع اشباع، عبور داده می‌شود.

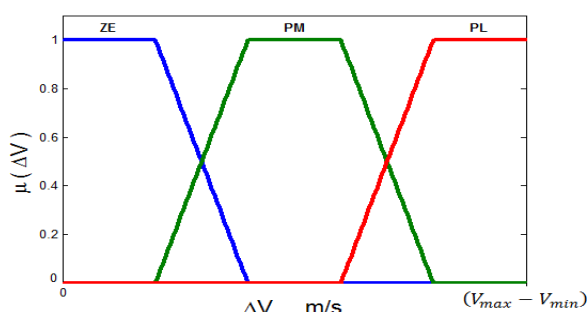
### ۵. شبیه‌سازی

برای شبیه‌سازی الگوریتم هدایتی پیشنهادی، فرض می‌شود هفت منطقه تهدید در محیط عملیاتی پرنده حضور دارند. برای همه این مناطق تهدید، واریانس  $\sigma_{x,i}$  و  $\sigma_{y,i}$  برابر ۴۰۰۰ متر در نظر گرفته شده است. از داده‌های ارائه شده در جدول ۱ برای مدل دینامیکی پرنده استفاده شده است.

شبیه‌سازی برای دو حالت مختلف عدم وجود/وجود ارتباط مخابراتی بین تهدیدها انجام می‌پذیرد. با مشاهده شکل ۸ ملاحظه می‌شود در حالتی که اطلاعات پرنده بین تهدیدها به اشتراک گذاشته می‌شود، پرنده برای رسیدن به هدف مجبور است کل منطقه تحت پوشش تهدیدها را دور بزند. در این حالت، طول مسیر پیموده شده در مقایسه با حالت عدم وجود ارتباط مخابراتی بیشتر است. برای حالتی که اطلاعات پرنده بین تهدیدها به اشتراک گذاشته می‌شود، تاریخچه زمانی سرعت، فرمان شتاب جانبی، زاویه غلت و زاویه سمت پرنده به ترتیب در شکل‌های ۹ تا ۱۲ نمایش داده شده است. با توجه به شکل ۹ مشاهده می‌شود در هنگام رویارویی پرنده با تهدیدها، با هدف کاهش مدت زمان قرارگیری در معرض دید آنها، سرعت افزایش می‌یابد. در این

- ۱) if  $\tau_F$  is Low then  $\Delta V$  is PL.
- ۲) if  $\tau_F$  is Med then  $\Delta V$  is PM.
- ۳) if  $\tau_F$  is High then  $\Delta V$  is ZE.

بدین ترتیب اگر تهدیدی بر سر راه پرنده وجود نداشته باشد، میزان تغییر در اندازه سرعت برابر صفر بوده و پرواز با سرعت حداقل ادامه خواهد یافت. توابع عضویت فازی برای  $\Delta V$  در شکل ۷ نشان داده شده است. توجه شود که افزایش در اندازه سرعت، بر اساس شاخص ایمنی ناحیه جلو ( $F$ ) تعیین می‌شود.



شکل ۷. توابع عضویت فازی برای افزایش در سرعت

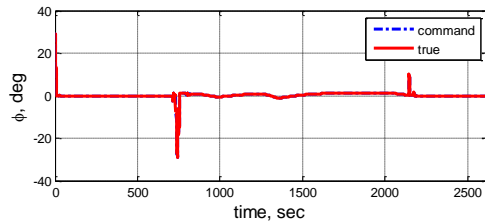
### ۳-۴. وزن‌دهی و تجمیع رفتارها

پس از آن که فرامین لازم جهت اجابت وظیفه تعریف شده برای هر رفتار، بر حسب شرایط لحظه‌ای تولید گردید، لازم است که برای تولید فرمان نهایی، بین این فرامین که از رفتارهای متعدد صادر شده‌اند، مصالحه‌ای برقرار شده و این فرامین برای ارسال به عمل‌گرهای پرنده با یکدیگر ترکیب شوند.

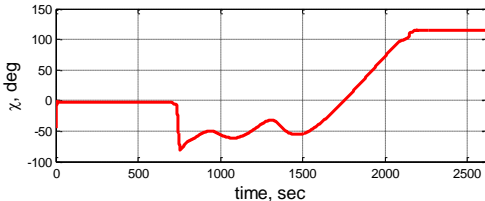
برای ترکیب فرامین، به هر یک از رفتارهای هدایت به سمت هدف و اجتناب از تهدیدها، یک فاکتور وزنی اختصاص می‌یابد که به ترتیب با  $W_1$  و  $W_2$  نشان داده می‌شوند. این ضرایب وزنی که دارای مقداری بین صفر تا یک هستند، درجه تأثیر هر یک از رفتارهای مذکور را در فرمان نهایی مشخص می‌کنند. قواعد وزنی هر رفتار، نه بر اساس یک اولویت‌بندی ثابت بلکه بر اساس بهره‌های پویا که بر مبنای شرایط جاری تعیین می‌شوند، رفتارهای پایه را با یکدیگر ترکیب می‌کنند. این قواعد، ضرایب وزنی را بر اساس شرایط غالب در حین پرواز پرنده به‌هنگام می‌کنند. ضرایب وزنی  $W_1$  و  $W_2$  به صورت زیر بر حسب کوچک‌ترین شاخص ایمنی از میان شاخص‌های محاسبه شده برای نواحی هفت‌گانه مشخص می‌شوند:

$$\begin{aligned} W_1 &= \tau_{min} \\ W_2 &= 1 - \tau_{min} \end{aligned} \quad (35)$$

سناریو، حداکثر فرمان شتاب جانبی کمتر از  $0.6g$  و حداکثر زاویه غلت کمتر از  $30^\circ$  درجه می‌باشد (شکل‌های ۱۰ و ۱۱). تاریخچه زمانی زاویه سمت پرنده در این سناریو نیز در شکل ۱۲ نشان داده شده است.



شکل ۱۱. تاریخچه زمانی زاویه غلت



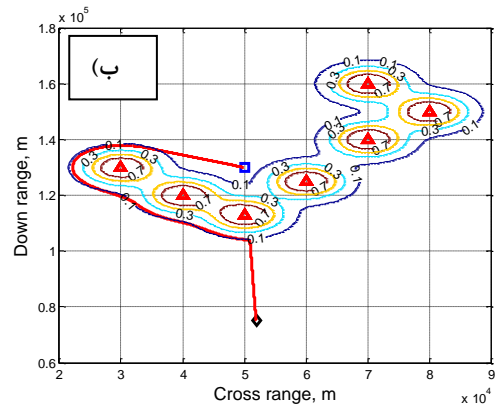
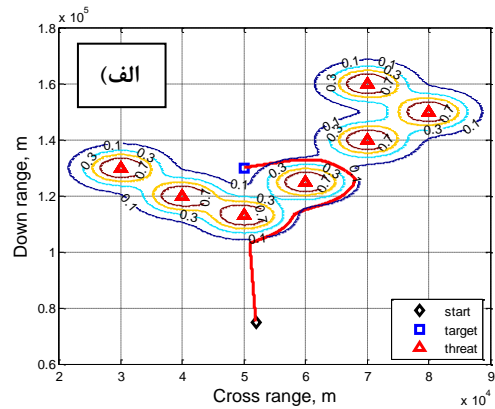
شکل ۱۲. تاریخچه زمانی زاویه سمت

### ۶. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

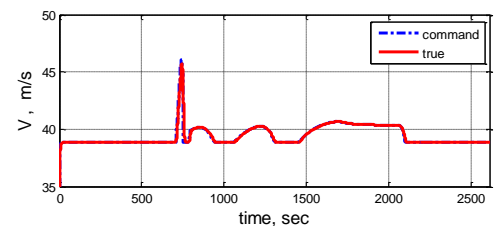
در این مقاله، روشی نوین برای طراحی مسیر یک پرنده بی‌سرنشین در یک محیط تهدیدآمیز ارائه گردید. بر خلاف بسیاری از روش‌های موجود که در آنها مسیر صرفاً بر اساس فرض معلوم بودن محیط و موقعیت تهدیدها می‌تواند تعیین شود، در روش پیشنهاد شده در اینجا، در حین پرواز به سمت هدف و در صورت مواجهه با مناطق تهدید، پرنده قادر خواهد بود به‌طور کامل مستقل، مسیر خود به سمت هدف را با هدف افزایش ایمنی اصلاح نماید. مهم‌تر این‌که این استراتژی دینامیک پرنده را نیز به خوبی لحاظ می‌سازد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی این الگوریتم، موید این ادعاست.

روش پیشنهاد شده در این تحقیق، یک روش ابتکاری<sup>۱۹</sup> است. در این الگوریتم و البته در هر الگوریتم ابتکاری دیگر، هیچ تضمینی برای بهینگی مطلق مسیرهای حاصله وجود ندارد. به رغم این واقعیت، مسیرهای حاصل از الگوریتم پیشنهادی در اینجا، زیر-بهینه<sup>۲۰</sup> هستند، چرا که در این روش، قوانین فازی به گونه‌ای تدوین یافته است که پرنده همواره تمایل دارد به ایمن‌ترین و در عین حال نزدیک‌ترین مسیر به سمت پروازی جاری، تغییر جهت دهد. بنابراین ضمن پرهیز از گردش‌های غیر ضروری، اهداف رفتار اجابت خواهد شد. نظر به عدم وجود هرگونه حلقه تکرار در این روش و نیز عدم وجود هرگونه تابع ریاضی که بهینه‌سازی آن بر اساس گرادیان‌گیری مد نظر باشد، هیچ نگرانی از بابت وقوع مینیمم محلی وجود ندارد.

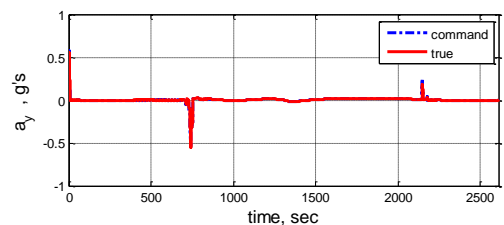
با توجه به برخورداری روش پیشنهادی از یک ساختار ماژولار،



شکل ۸. موقعیت قرارگیری تهدیدها و مسیر پیموده شده توسط پرنده: الف) عدم وجود ارتباط مخابراتی بین تهدیدها. ب) وجود ارتباط مخابراتی بین تهدیدها.



شکل ۹. تاریخچه زمانی سرعت



شکل ۱۰. تاریخچه زمانی شتاب جانبی

پرنده به یک هدف مشترک در یک محیط سه بعدی واقعی شامل موانع طبیعی و مناطق تهدید متعدد، تعمیم داد.

می‌توان با افزودن رفتارهای دیگر، این استراتژی را برای حل کلی‌ترین حالت مأموریت SEAD، یعنی دستیابی هم‌زمان چندین

## ۷. مأخذ

- [1] Y. Eun, H. Bang, Cooperative control of multiple unmanned aerial vehicles using the potential field theory, *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 6, pp. 1805-1814, 2006.
- [2] Y. Eun, H. Bang, Cooperative task assignment and path planning of multiple uavs using genetic algorithm, *AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit*, Rohnert Park, California, May 7-10, 2007.
- [3] T. W. McClain, R. W. Beard, Trajectory planning for coordinated rendezvous of unmanned air vehicles, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Denver, CO, August 14-17, 2000.
- [4] P. R. Chandler, S. Rasmussen, M. Pachter, UAV cooperative path planning, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Denver, CO, August 14-17, 2000.
- [5] M. Pei-bei, F. Zuo-e, J. Jun, Cooperative control of multi-UAV with time constraint in the threat environment, *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*, Yantai, China, pp. 2424-2428, 2014.
- [6] Y. Qu, Y. Zhang, Y. Zhang, Optimal flight path planning for UAVs in 3-D threat environment, *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Orlando, FL, USA, pp. 149-155, 2014.
- [7] R. L. Pettit, M.L. Homer, An autonomous threat evasion response algorithm for unmanned air vehicles during low altitude flight, *AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference*, Chicago IL, September 20-22, 2004.
- [8] N. Özalp, O.K. Sahingoz, Optimal UAV path planning in a 3D threat environment by using parallel evolutionary algorithms, *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Grand Hyatt Atlanta, Atlanta, GA, May 28-31, 2013.
- [9] T. Turker, O.K. Sahingoz, G. Yilmaz, 2D path planning for UAVs in radar threatening environment using simulated annealing algorithm, *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Denver, Colorado, USA, June 9-12, 2015.
- [10] N. Wen, X. Su, P. Ma, L. Zhao, Online creating an improved uav path in complex and hostile environments, *2015 Fifth International Conference on Instrumentation and Measurement, Computer, Communication and Control*, pp. 962-967, 2015.
- [11] N. Wen, L. Zhao, X. Su, P. Ma, UAV online path planning algorithm in a low altitude dangerous environment, *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, Vol. 2, No. 2, pp. 173-185, 2015.
- [12] Z. Zheng, Y. Liu, X. Zhang, More threat information sharing, more effective UAV real-time path planning?, *Knowledge-Based Systems*, Vol. 114, No. 1, pp. 36-46, 2016.
- [13] C. Gao, Z. Zhen, H. Gong, A self-organized search and attack algorithm for multiple unmanned aerial vehicles, *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 54, No. 1, pp. 229-240, 2016.
- [14] L. Hao, C. Guo, L. Wu, A study on route planning of helicopter in low altitude area, *2016 IEEE First International Conference on Data Science in Cyberspace*, pp. 484-488, 2016.
- [15] A. R. Babaei, J. Karimi, Designing optimal trajectory in presence of terrain and threat for unmanned aerial vehicles, *Aerospace Mechanics (Dynamics, Vibrations and Control) Journal*, Vol. 7, No. 1, pp. 55-67, 2011. (in Persian).
- [16] B. Miller, K. Stepanyan, A. Miller, M. Andreev, 3D path planning in a threat environment, *2011 50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference (CDC-ECC)*, Orlando, FL, USA, December 12-15, 2011.
- [17] R. Kamyar, E. Taheri, Aircraft optimal terrain/threat-based trajectory planning and control, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 37, No. 2, pp. 466-483, 2014.
- [18] F. Xiaowei, G. Xiaoguang, Effective real-time unmanned air vehicle path planning in presence of threat netting, *Journal of Aerospace Information Systems*, Vol. 11, No. 4, pp. 170-177, 2014.
- [19] P. T. Jardine, S. Givigi, A predictive motion planner for guidance of autonomous UAV systems, *2016 Annual IEEE Systems Conference (SysCon)*, Orlando, FL, USA, April 18-21, 2016.
- [20] H. Seraji, A. Howard, Behavior-based robot navigation on challenging terrain: a fuzzy logic approach, *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, Vol. 18, No. 3, pp. 308-321, 2002.
- [21] P. Rusu, E.M. Petriu, T.E. Whalen, A. Cornell, H.J.W. Spoelder, Behavior-based neuro-fuzzy controller for mobile robot navigation, *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, Vol. 52, No. 4, pp. 1335-1340, 2003.
- [22] S. Parasuraman, V. Ganapathy, B. Shirinzadeh, Behaviour based mobile robot navigation technique for real world environments using fuzzy logic system, *2004 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*, pp. 3359-3364, 2004.

- [23] K. Watanabe, K. Izumi, J. Maki, K. Fujimoto, A fuzzy behavior-based control for mobile robots using adaptive fusion units, *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Vol. 42, No. 1, pp. 27–49, 2005.
- [24] M. R. Anderson, A. C. Robbins, Formation flight as a cooperative game, *Proceedings of the AIAA GNC Conference and Exhibit*, pp. 244–251, 1998.
- [25] F. Imado, M. Nagayama, M. J. Tahk, A new missile guidance algorithm against a maneuvering target, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, pp. 145–153, 1998.
- [26] B. K. Jung, Y. Kim, Guidance laws for anti-ship missiles using impact angle and impact time, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Keystone, Colorado, August 21-24, 2006.
- [27] A. R. Babaei, O. Kazemifar, Integrating the guidance and control algorithm for 6D waypoint navigation, *The 15<sup>th</sup> International Conference of Iranian Aerospace Society*, Civil Aviation Technology College, Tehran, Iran, Feb 23-25, 2016. (in Persian).
- [28] F. Yihong, L. Weimin, Z. Xiaoguang, X. Xin, Threat assessment based on adaptive intuitionistic fuzzy neural network, *2011 Fourth International Symposium on Computational Intelligence and Design*, pp. 262–265, 2011.
- [29] P. T. Kabamba, S. M. Meerkov, F. H. Zeitz, Optimal path planning for unmanned combat aerial vehicles to defeat radar tracking, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 29, No. 2, pp. 279–288, 2006.

پی‌نوشت

- 
1. Suppression of Enemy Air Defenses: SEAD
  2. Rendezvous
  3. Surface to Air Missile: SAM
  4. Voronoi
  5. Simulated Annealing
  6. Rapidly Exploring Random Tree
  7. Inner-Loop/Outer-Loop
  8. Behavior-Based Approach
  9. Dynamic Inversion
  10. Threat Netting
  11. Pure Pursuit
  12. Centroid of Area: COA
  13. Preferred-Right: PR
  14. Preferred-Left: PL
  15. Preferred-Positive: PP
  16. Preferred-Negative: PN
  17. Negative-or-Positive: NOP
  18. Intuitive
  19. Heuristic
  20. Sub-Optimal