

بهینه‌سازی پارامترهای قانون هدایت تاکتیکی موشک مبتنی بر الگوریتم فرا ابتکاری جستجوی گرانشی

رضا بیات تاجور*^۱، میثم سلیمانی ملک‌ان^۱، امیرحسین صالحی شایگان^۱

۱- دانشگاه پدافند هوایی خاتم‌الانبیاء

(دریافت مقاله: ۱۳۹۹/۰۲/۲۷ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۰/۱۶)

چکیده

آنچه در این مطالعه دنبال می‌شود بهینه‌سازی قانون هدایت تناسبی دو نقطه موشک مبتنی بر الگوریتم فرا ابتکاری جستجوی گرانشی است. بدین منظور، نخست به مدل‌سازی معادلات جرم نقطه‌ای پنج‌درجه‌آزادی موشک می‌پردازیم. سپس قانون هدایت تناسبی خالص به منظور رهگیری هدف توسط موشک شبیه‌سازی می‌شود. در گام بعد، پارامترهای قانون هدایت را توسط الگوریتم جستجوی گرانشی بهینه می‌کنیم. در نهایت، نتایج مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه افق و صفحه قائم، فرامین شتاب و همچنین فاصله از دست‌دهی عمود بر خط دید بر حسب زمان را رسم خواهیم نمود. همچنین تاثیر جبران‌سازی شتاب محوری، جبران‌سازی شتاب جاذبه، فرکانس به‌روز رسانی فرامین شتاب، برد کورشدن جستجوگر و بیشینه‌ی نرخ زاویه‌ای جستجوگر بر قانون هدایت را بررسی خواهیم کرد.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی قانون هدایت تناسبی، قانون هدایت تناسبی دو نقطه، الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی گرانشی، جبران شتاب جاذبه، جبران شتاب محوری

Optimizing the Parameters of the Missile Tactical Guidance Law based on the Heuristic Gravitational Search Algorithm

Reza Bayat Tajvar, Meisam Soleimani Malekan and Amirhosein Salehi Shaygan

Abstract

In this paper, two points guidance law of a missile is optimized based on the gravitational search algorithm. For this purpose, first, a five-degree-of-freedom equations of the missile and target are modeled. The proportional guidance law is, then, simulated to track the target. In the next step, the parameters of the law guidance are optimized using the gravitational search algorithm. Finally, the movement path of the missile and target on the horizon and vertical plane, acceleration commands, as well as the miss distance are shown. Also, the effect of axial acceleration compensation, gravitational compensation, updated frequency on the acceleration commands, the seeker's range as well as the maximum rate of seeker are investigated on the guidance law.

Key words: *Optimizing the proportional guidance law, Two points guidance law, Gravitational search optimizing algorithm, Compensation of gravitational acceleration, Compensation of axial acceleration*

۱ مقدمه

برای رساندن یک وسیله به نقطه‌ای مشخص و یا یک نقطه و سرعت مشخص، بایست مسیر حرکت آن کنترل گردد. هدایت یک وسیله بدان معناست که فرامین لازم جهت کنترل مسیر آن تولید شود. این وسیله می‌تواند یک ربات، کشتی، زیردریایی، هواپیما، رهگیر و یا یک فضاپیما باشد.

وظیفه سیستم هدایت، تعیین و یا اندازه‌گیری موقعیت و گاه سرعت نهایی وسیله، و تصمیم‌گیری پیرامون اقداماتی است که بایست بدین منظور انجام پذیرد. در یک موشک زمین به زمین موقعیت نهایی برخورد، پیش از پرواز در حافظه رایانه هدایت ثبت می‌شود. به همین ترتیب در یک حامل ماهواره، موقعیت و سرعت نهایی حامل در مدار بایستی پیش از پرواز در رایانه هدایت ثبت گردد. در یک موشک زمین به هوا موقعیت (و گاهی سرعت) نسبی هدف توسط حسگر موجود در موشک اندازه‌گیری می‌شود.

پس از تعیین یا اندازه‌گیری موقعیت و سرعت نهایی وسیله، بایسته است راهکار یا فرامین هدایتی مناسب برای دستیابی به آن موقعیت و سرعت مشخص شود. به‌طور مثال، باید شتاب جانبی و وضعیت لحظه‌ای مورد نیاز، ارتفاع مطلوب در هر لحظه و ... مشخص شود. این مهم توسط الگوریتم (یا قانون یا منطق) هدایت انجام می‌شود.

قوانین هدایت به دو دسته‌ی قوانین هدایت دونقطه‌ای و سه‌نقطه‌ای [۱] تقسیم می‌شوند. در قوانین هدایت سه‌نقطه‌ای فرامین هدایت به موقعیت‌های سه نقطه، یعنی هدف، پرنده هدایت‌شونده و ردگیر خارجی وابسته است. از جمله روش‌های هدایت سه‌نقطه‌ای می‌توان به هدایت خط‌دید^۱، هدایت خط‌دید با زاویه تقدم^۲، ترکیب هدایت خط‌دید و هدایت خط‌دید با زاویه تقدم و هدایت خط‌دید بهینه^۳ اشاره داشت.

در یک قانون هدایت دونقطه‌ای فرامین هدایت تنها به موقعیت هدف و پرنده هدایت‌شونده بستگی دارد. از جمله روش‌های هدایت دونقطه‌ای می‌توان به هدایت تعقیب^۴، هدایت تناسبی^۵ و هدایت دونقطه‌ای بهینه^۶ اشاره کرد.

هدایت تناسبی از متداول‌ترین روش‌های قوانین هدایت دو نقطه‌ای است. مبنای عملکرد این روش جلوگیری از چرخش خط‌دید بین پرنده هدایت‌شونده و هدف می‌باشد. به بیان دیگر،

اگر بتوان با بهره‌گیری از فرامین شتاب، مانع از چرخش خط‌دید در فضای اینرسی شویم و نیز، اگر فاصله بین پرنده هدایت‌شونده و هدف روبه کاهش باشد، در این صورت، اصابت به هدف ناگزیر است.

در این روش، نرخ چرخش خط‌دید توسط جستجوگر اندازه‌گیری می‌شود. فرمان هدایت لحظه‌ای را می‌توان از نظریه‌ی کنترل بهینه بدست آورد و یا اینکه پارامترهای قانون هدایت تناسبی با روش‌های بهینه‌سازی به صورت کمینه انتخاب و بهترین فرمان هدایت صادر شود.

هدف از هدایت تناسبی، عدم چرخش خط‌دید بین وسیله و هدف در فضای اینرسی است. بنابراین در هدایت تناسبی، نرخ چرخش خط‌دید بسیار محدود، و زاویه نسبی سرعت رهگیر و هدف تقریباً ثابت است. هرچه این زاویه بزرگتر باشد، به شتاب جانبی بیشتری برای قرارگرفتن در مسیر برخورد نیاز است. مراجع [۲] و [۳] به بررسی تأثیر زاویه برخورد بر خطای برخورد یک رهگیر ضدبالستیک پرداخته‌است. با شبیه‌سازی سینماتیک و دینامیک مسئله و مقایسه نتایج و با در نظر گرفتن اثر اشباع در کنترل وسیله پرنده، شرایط موفقیت‌آمیز برخورد به‌ازای سرعت‌ها و ارتفاع‌های مختلف هدف بررسی شده‌است. در نهایت چنین نتیجه‌گیری شده‌است که به‌علت سرعت نسبی زیاد موشک و هدف کمترین خطای برخورد در زاویه برخورد ۱۸۰ درجه رخ خواهد داد.

با توجه به اهمیت هدایت تاکتیکی، قوانین هدایت مختلفی برای این فاز طراحی شده‌است. در مراجع [۴] و [۵] هدایت یک رهگیر برای برخورد با یک هدف بالستیک مورد بررسی قرار گرفته‌است. مرجع [۶]، یک قانون هدایت فاز میانی بر پایه خطای برخورد بدون تلاش کنترلی^۷ برای رهگیری اهداف استراتژیک و فضاپیماها پیشنهاد شده‌است. در مراجع [۷-۹] روش هدایت بر مبنای هدایت تناسبی ارائه می‌شود؛ در این روش که از حل مسئله کنترل بهینه به دست می‌آید، زاویه نهایی برخورد نیز کنترل شده‌است و به همین دلیل در این طرح از بهینه‌کردن پارامترهای قانون هدایت استفاده می‌شود. در مرجع [۱۰] یک قانون هدایت بهینه بر مبنای مدل پیش بین و در مرجع [۱۱] نیز قانون هدایت با پارامترهای بهینه‌شده ارائه شده‌است.

$$\ddot{z}_t = a_{tz} C\theta_t - g \quad (۸)$$

$$\dot{\psi}_t = a_{ty} / (v_t C\theta_t) \quad (۹)$$

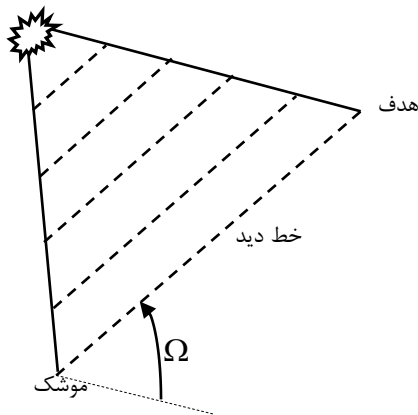
$$\dot{\theta}_t = (a_{tz} - g C\theta_t) / v_t \quad (۱۰)$$

۳ هدایت تناسبی

منطق هدایت تناسبی در شکل ۱ نشان داده شده‌است. در این روش، نرخ چرخش خطدید (Ω) یا میزان تغییرات زاویه خط دید توسط جستجوگر اندازه‌گیری می‌شود. از جمله روش‌های هدایت تناسبی می‌توان موارد زیر را در نظر گرفت:

- هدایت تناسبی خالص (PPN)^۹
- هدایت تناسبی حقیقی (TPN)^{۱۰}
- هدایت تناسبی ایده‌آل (IPN)^{۱۱}
- هدایت تناسبی حقیقی افزوده (ATPN)^{۱۲}

در ادامه، روش هدایت تناسبی حقیقی بر مبنای مرجع [۱۰] معرفی می‌شود.



شکل ۱ - ثابت ماندن خطدید روی مسیر برخورد

۱-۳ هدایت تناسبی حقیقی

هدایت تناسبی حقیقی یکی از معروف‌ترین روش‌های هدایت تناسبی محسوب می‌شود. در این روش، با اعمال فرامین شتاب عمود بر خطدید، پرنده هدایت‌شونده به شکل موثرتری به هدف برخورد خواهد کرد. به منظور اجرای این روش، سرعت نزدیک‌شوندگی وسیله پرنده به هدف منجر به برخورد با دقت بیشتری می‌شود. فرمان شتاب در قانون هدایت تناسبی حقیقی مطابق با شکل ۲ در حالت سه‌بعدی در دستگاه افق محلی به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\mathbf{a}_c^L = \mathbf{N}^L \Omega^L \times \mathbf{v}_c^L \quad (۱۱)$$

همانطور که بیان شد، سیستم‌های هدایت وظیفه‌ی محاسبه و اعمال فرامین هدایتی مناسب برای رسیدن به هدف را دنبال می‌کند. هدف از این مطالعه، بهینه‌سازی قانون هدایت تناسبی دو نقطه موشک مبتنی بر الگوریتم فرا ابتکاری جستجوی گرانشی (GSA)^۸ است. روش بهینه‌سازی جستجوی گرانشی منجر به یافتن نقطه بهینه به صورت عمومی می‌شود. به این منظور، نخست معادلات جرم نقطه‌ای پنج‌درجه‌آزادی پرنده‌های موشک و هدف مدل‌سازی می‌شود. سپس به شبیه‌سازی قانون هدایت تناسبی به منظور رهگیری هدف توسط موشک می‌پردازیم. در گام بعد، پارامترهای قانون هدایت را توسط الگوریتم فرا ابتکاری جستجوی گرانشی بهینه می‌کنیم. در نهایت، نتایج الگوریتم بهینه‌سازی بیان می‌شود.

۲ مدل‌سازی جرم نقطه‌ای موشک و هدف

در این بخش، معادلات جرم نقطه‌ای موشک و هدف بیان می‌شود.

۲-۱ مدل جرم نقطه‌ای موشک:

معادلات حرکت پنج درجه‌آزادی جرم نقطه‌ای یک موشک، که شامل درجات آزادی موقعیت (x, y, z) و زوایای پیچ (θ_m) و سمت (ψ_m) است، به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [۹]:

$$\ddot{x}_m = a_{mx} C\theta_m C\psi_m - a_{my} S\psi_m - a_{mz} S\theta_m C\psi_m \quad (۱)$$

$$\ddot{y}_m = a_{mx} C\theta_m S\psi_m + a_{my} C\psi_m - a_{mz} S\theta_m S\psi_m \quad (۲)$$

$$\ddot{z}_m = a_{mx} S\theta_m + a_{mz} C\theta_m - g \quad (۳)$$

$$\dot{\psi}_m = a_{my} / (v_m C\theta_m) \quad (۴)$$

$$\dot{\theta}_m = (a_{mz} - g C\theta_m) / v_m \quad (۵)$$

در روابط فوق، S و C به ترتیب بیانگر \sin و \cos هستند و a_{mz} و a_{my} نیز بیانگر مولفه‌های شتاب موشک در راستای محورهای y و z ، g شتاب گرانش و v_m سرعت موشک می‌باشد.

۲-۲ مدل جرم نقطه‌ای هدف:

معادلات جرم نقطه‌ای پنج درجه‌آزادی هدف با فرض ناچیز بودن شتاب محوری و حرکت رول به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [۹]:

$$\ddot{x}_t = -a_{ty} S\psi_t - a_{tz} S\theta_t C\psi_t \quad (۶)$$

$$\ddot{y}_t = a_{ty} C\psi_t - a_{tz} S\theta_t S\psi_t \quad (۷)$$

در رابطه فوق، بردار شتاب جاذبه عمود بر خطدید هدف در دستگاه محلی را نشان می‌دهد و از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

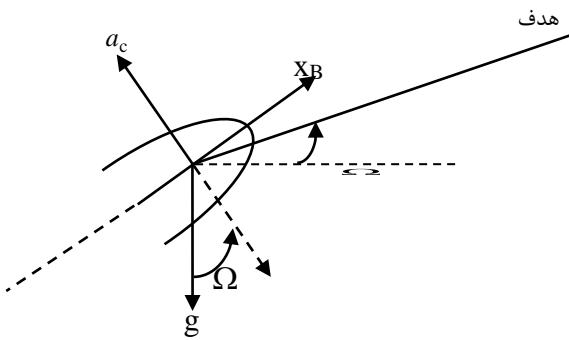
$$\mathbf{g}_{\perp\text{LOS}}^L = (\mathbf{g}^L \cdot \mathbf{e}_{\perp\text{LOS}}) \mathbf{e}_{\perp\text{LOS}} \quad (16)$$

در رابطه اخیر، بیانگر بردار شتاب جاذبه در دستگاه محلی است که به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\mathbf{g}^L = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (17)$$

و $\mathbf{e}_{\perp\text{LOS}}$ بیانگر بردار یک عمود بر خط دید است، یعنی:

$$\mathbf{e}_{\perp\text{LOS}} = \frac{\mathbf{N}' \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{v}_c}{\|\mathbf{N}' \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{v}_c\|} \quad (18)$$



شکل ۳ - جبران شتاب جاذبه در روش هدایت تناسبی حقیقی

۳-۳ جبران شتاب محوری

شتاب محوری وسیله هدایت‌شونده ممکن است در جهت عمود بر خطدید مولفه داشته باشد که در این صورت می‌تواند بر عملکرد حلقه هدایت تاثیر بگذارد. لذا باید اثر شتاب محوری ناشی از نیروی پیشران را در تولید فرامین شتاب لحاظ نمود. هدایت تناسبی با جبران شتاب محوری در شکل ۴ نشان داده شده است؛ برای آنکه شتاب محوری جبران گردد، مولفه عمود بر خطدید شتاب مماسی را به طریق زیر به شتاب فرمان در دستگاه محلی می‌افزاییم:

$$\mathbf{a}_c^L = \mathbf{N}' \boldsymbol{\Omega}^L \times \mathbf{v}_c^L - \mathbf{a}_{m_x \perp \text{LOS}}^L \quad (19)$$

در رابطه اخیر، $\mathbf{a}_{m_x \perp \text{LOS}}$ شتاب محوری است و از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\mathbf{a}_{m_x \perp \text{LOS}} = (\mathbf{a}_{m_x} \cdot \mathbf{e}_{\perp\text{LOS}}) \mathbf{e}_{\perp\text{LOS}} \quad (20)$$

در رابطه فوق، \mathbf{v}_c ، سرعت نزدیک‌شوندگی وسیله پرنده به هدف، با رابطه زیر محاسبه می‌شود:

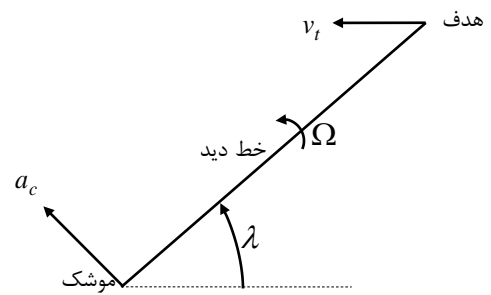
$$\mathbf{v}_c = |\mathbf{v}_R \cdot \mathbf{e}_{\text{LOS}}| \mathbf{e}_{\text{LOS}} \quad (12)$$

در رابطه فوق، علامت \cdot بیانگر ضرب داخلی می‌باشد، \mathbf{e}_{LOS} بیانگر بردار یک در راستای خط دید موشک و هدف است که از رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$\mathbf{e}_{\text{LOS}} = \frac{\mathbf{r}_R}{|\mathbf{r}_R|} \quad (13)$$

در حقیقت سرعت نزدیک‌شوندگی همان تصویر سرعت نسبی بر بردار فاصله نسبی است. در نهایت، فرمان شتاب (\mathbf{a}_c^B) بر مبنای قانون هدایت تناسبی حقیقی در دستگاه بدنی به صورت زیر حاصل می‌شود (\mathbf{C}_L^B ماتریس تبدیل مختصات از دستگاه مختصات افق محلی به بدنی است):

$$\mathbf{a}_c^B = \mathbf{C}_L^B \mathbf{a}_c^L \quad (14)$$



شکل ۲ - روش هدایت تناسبی حقیقی

۲-۳ جبران شتاب جاذبه

شتاب‌سنج‌ها تنها شتاب‌های غیرجاذبه‌ای را اندازه‌گیری می‌کنند و قادر به درک شتاب جاذبه نیستند. لذا معادل شتاب جاذبه در جهت خلاف آن باید به فرامین شتاب عمود بر خطدید افزوده گردد (شکل ۳). در این صورت، علاوه بر تامین شتاب مورد نیاز در حلقه هدایت، اثر شتاب جاذبه‌ای که شتاب‌سنج‌ها قابلیت درک آن را ندارند، خنثی می‌شود. جبران شتاب جاذبه‌ای سه‌بعدی در هدایت تناسبی حقیقی در دستگاه محلی به صورت زیر است:

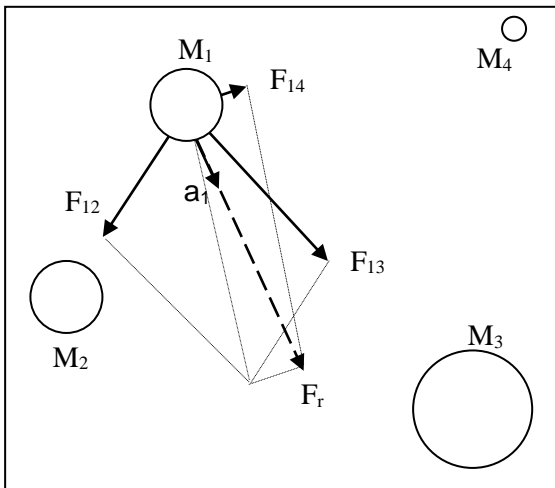
$$\mathbf{a}_c^L = \mathbf{N}' \boldsymbol{\Omega}^L \times \mathbf{v}_c^L - \mathbf{g}_{\perp\text{LOS}}^L \quad (15)$$

از دیگر کارهای بزرگ نیوتن، قوانین حرکت منسوب به اوست. طبق قانون اول نیوتن، هر جسم حالت سکون یا حرکت یکنواخت خود را بر روی خط راست حفظ می‌کند مگر اینکه تحت تاثیر نیرو یا نیروهایی به تغییر آن حالت مجبور شود. طبق قانون دوم نیوتن، نیرویی که بر یک جسم وارد می‌شود شتابی به آن جسم می‌دهد که به نیرو و جرم آن جسم وابسته است. نیوتن، رابطه بین سه مولفه‌ی شتاب، نیرو و جرم را با برابری زیر بیان می‌دارد.

$$a = \frac{F}{M} \quad (22)$$

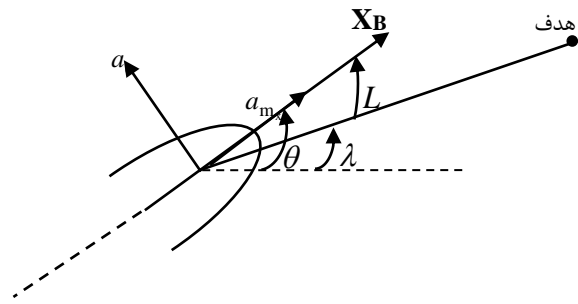
در این رابطه a ، F و M به ترتیب معرف شتاب، نیرو و جرم است.

طبق قانون گرانش، در گردایه‌ای از اجسام، هر جسم تحت نیروهای گرانشی از جانب سایر اجسام قرار دارد. در نتیجه جسم به سمت برآیند این نیروها شتاب می‌گیرد (شکل ۵).



شکل ۵ - هر جسم تحت تاثیر نیروی گرانشی سایر اجسام شتابی می‌گیرد که با برآیند نیروهای وارد بر آن و عکس جرم اینرسی آن متناسب است

در فیزیک برای هر جسم سه نوع جرم قابل تعریف است. جرم گرانشی فعال، جرم گرانشی غیر فعال و جرم اینرسی؛ مقدار این سه جرم برای یک جسم با یکدیگر برابرند. جرم گرانشی فعال، معیاری از میزان شدت نیروی گرانشی حول یک جسم است، به آن معنا که هر چه یک جسم، جرم گرانشی فعال بزرگتری داشته باشد، نیروی گرانشی بیشتری در اطراف خود ایجاد می‌کند. جرم گرانشی غیر فعال نشان دهنده قدرت اثر متقابل در میدان گرانشی است، یعنی، هر چه جسم، جرم



شکل ۴ - جبران شتاب محوری در روش هدایت تناسبی حقیقی

۴ الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی گرانشی

این بخش را به توضیحاتی چند پیرامون الگوریتم جستجوی گرانشی اختصاص می‌دهیم. قوانین گرانش (نیوتنی) الهام‌بخش این الگوریتم است. در این الگوریتم، عامل‌های جستجوگر مجموعه‌ای از اجسام‌اند که می‌توان به دید سیاره‌های یک منظومه بدان‌ها نگریست. منطقه بهینه، همچون سیاه‌چاله‌ای سیاره‌ها را به سمت خود می‌کشد. اطلاعات مربوط به برآزندگی^{۱۳} هر جسم در قالب جرم‌های گرانشی و اینرسی ذخیره می‌شوند. تبادل اطلاعات و اثر گذاری اجسام روی یکدیگر تحت نیروی گرانش انجام می‌پذیرد ([۱۲] و [۱۳]).

نظریه‌ی جاذبه‌ی نیوتن بسیاری از پدیده‌های طبیعی در کهکشان‌ها و زمین، همچون حرکت سیاره‌ها و ماهواره‌ها، ساختار کهکشان‌ها و تولد ستارگان را توجیه می‌کند. پدیده‌هایی همچون سیاه‌چاله‌ها، امواج گرانشی و انفجار بزرگ که جاذبه نیوتنی قادر به توضیح آنها نیست توسط نظریه‌ی نسبیت عام اینشتین توجیه می‌شود ([۱۴] و [۱۵]).

نیوتن عنوان کرد هر جسم، جسم دیگر را به سمت خود جذب می‌کند و مقدار نیروی جاذبه بین دو جسم با جرم‌های M_1 و M_2 و فاصله R ، با حاصلضرب جرم آن دو جسم و عکس توان دوم فاصله بین آنها متناسب است. نیوتن با محاسبه ثابت G در زمین که ثابت گرانش نامیده می‌شود، رابطه زیر را برای میزان نیروی جذبی بین دو جسم، F ، به دست آورد

$$F = G \frac{M_1 M_2}{R^2} \quad (21)$$

این رابطه نشان می‌دهد که هر جسم به واسطه نیروی جاذبه، محل و جرم سایر اجسام را درک می‌کند و هر جسم به نسبت میزان جرمی که دارد و فاصله‌اش با دیگر اجسام، بر آنها نیرو وارد می‌کند.

حاکم و تنظیم پارامترها، ب- گذر زمان، حرکت اجسام و به روز رسانی پارامترها تا پیش آمدن زمان توقف.

۴-۱- تشکیل سیستم، وضع قوانین و تنظیم

پارامترها: در قدم اول فضای سیستم مشخص می‌شود. محیط شامل یک دستگاه مختصات چند بعدی در فضای تعریف مسئله است. هر نقطه از فضا یک جواب مسئله است. عامل‌های جستجو کننده مجموعه‌ای از اجسام می‌باشند. هر جسم چهار مشخصه دارد: الف: موقعیت جسم، ب: جرم گرانشی فعال، ج: جرم گرانشی غیر فعال و د: جرم اینرسی. موقعیت جرم، نقطه ای در فضا است که جوابی از مسئله است. مقدار اجرام گرانشی و اینرسی، با توجه به برازندگی هر جرم تعیین می‌شوند. پس از تشکیل سیستم، قوانین حاکم بر آن مشخص می‌شوند. فرض می‌شود تنها قانون گرانش و قوانین حرکت حاکمند. صورت کلی این قوانین تقریباً شبیه قوانین طبیعی به صورت زیر تعریف می‌شود:

قانون گرانش: هر جسم در سیستم مصنوعی، تمام اجسام دیگر را به سمت خود جذب می‌کند. مقدار این نیرو متناسب است با حاصلضرب جرم گرانشی فعال آن جسم در جرم گرانشی غیر فعال جسم مقابل و عکس فاصله آن دو جسم. **قوانین حرکت:** سرعت فعلی هر جسم برابر است با مجموع ضریبی از سرعت قبلی و تغییر سرعت آن. تغییر سرعت یا شتاب هر جسم نیز از تقسیم نیروی وارد شده بر جرم اینرسی محاسبه می‌گردد.

سیستم را به صورت مجموعه‌ای از N جسم تصور کنید. موقعیت هر جسم، نقطه‌ای از فضا به صورت زیر است که جوابی از مسئله است.

$$X_i = (x_i^1, \dots, x_i^d, \dots, x_i^m) \quad (26)$$

for $i = 1, 2, \dots, N$

موقعیت بعد d از جرم i با x_i^d نشان داده شده است. m بعد مساله است. جهت مکان یابی اجسام، فرض می‌شود که در فضای جستجو، تمام ابعاد دارای گستردگی یکسانی هستند. در غیر اینصورت با مقیاس گذاری این فرض را محقق می‌کنیم. در این سیستم، در زمان t به جسم i از سوی جسم j در جهت بعد d نیرویی به اندازه $F_{ij}^d(t)$ وارد می‌شود که برابر است با:

گرانشی غیر فعال بزرگتری داشته باشد، نیروی گرانشی بیشتری را تجربه می‌کند. جرم اینرسی نیز معیاری از مقاومت شی در مقابل تغییر موقعیت مکانی و حرکت است. شی با جرم اینرسی کمتر، تغییر سرعت به مراتب سریعتری دارد. در فیزیک مقدار این سه جرم برای یک جسم با یکدیگر برابرند.

در یک سیستم با دو جسم i و j ، جسم i تحت تاثیر نیروی جاذبه جسم j شتابی برابر a_i می‌گیرد که طبق رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$a_i = \frac{F_{ij}}{M_{ii}} \quad (23)$$

F_{ij} ، مقدار نیروی گرانشی وارد بر جسم i از جانب جسم j ، طبق رابطه زیر محاسبه می‌شود

$$F_{ij} = G \frac{M_{aj} \times M_{pi}}{R^2} \quad (24)$$

در این روابط M_{ii} و M_{pi} به ترتیب جرم گرانشی غیر فعال و جرم اینرسی جسم i و M_{aj} جرم گرانشی فعال جسم j می‌باشد، R نشان دهنده فاصله دو جسم و G ضریب ثابت گرانش نیوتن است. در فیزیک اثبات می‌شود که ضریب گرانشی در طول زمان با آهنگ بسیار کندی طبق رابطه زیر کوچک می‌شود ([۱۶]):

$$G(t) = G(t_0) \times \left(\frac{t_0}{t}\right)^\beta; \beta < 1 \quad (25)$$

در رابطه فوق، t و t_0 به ترتیب زمان و زمان شروع را نشان می‌دهند.

در الگوریتم جستجوی گرانشی (GSA)، جستجوی بهینه با بهره‌مندی از قوانین گرانشی و حرکت در یک سیستم مصنوعی با زمان گسسته انجام می‌پذیرد ([۱۷]). محیط سیستم همان محدوده تعریف مسئله است. طبق قانون گرانش هر جرم، محل و وضعیت سایر اجرام را با استفاده از قانون جاذبه گرانشی درک می‌کند. پس می‌توان این نیرو را به عنوان ابزاری برای تبادل اطلاعات به کار گرفت. هر جواب مسئله به صورت یک موقعیت در فضا قابل تعریف، و میزان شباهت آن با سایر جواب‌های مسئله به صورت یک فاصله قابل بیان است. میزان اجرام با توجه به تابع هدف تعیین می‌گردد.

الگوریتم جستجوی گرانشی در دو گام کلی توضیح داده می‌شود: الف- تشکیل یک سیستم مصنوعی با زمان گسسته در محیط مسئله، موقعیت یابی اولیه برای اجسام، وضع قوانین

$$a_i^d(t) = \frac{F_i^d(t)}{M_{ii}(t)} \quad (30)$$

سرعت هر جسم با جمع‌بندی ضربی از سرعت فعلی جسم و شتاب آن به صورت زیر به‌روز رسانی می‌شود [۱۸]:

$$v_i^d(t+1) = rand_i \times v_i^d(t) + a_i^d(t) \quad (31)$$

که در آن اندیس d مولفه‌ی d ام سرعت را نشان می‌دهد. و مولفه‌ی d ام موقعیت جدید از جسم i طی رابطه (۳۵) محاسبه می‌شود.

$$x_i^d(t+1) = x_i^d(t) + v_i^d(t+1) \quad (32)$$

$rand_i$ عددی تصادفی با توزیع یکنواخت در بازه $[0,1]$ می‌باشد که بمنظور حفظ ویژگی تصادفی بودن جستجو در روابط ظاهر می‌شود.

مقدار ثابت گرانش با گذر زمان کاهش می‌یابد؛ این کاهش توسط رابطه‌ی زیر بیان می‌گردد:

$$G(t) = G_0 e^{-\alpha \frac{t}{T}} \quad (33)$$

این موضوع در دنیای واقعی نیز صادق است؛ ثابت گرانش با آهنگ بسیار کندی در طول زمان کوچک می‌شود. در (۳۶)، G_0 ثابت گرانش اولیه، α یک ثابت مثبت و T کل تکرارهای الگوریتم و به عبارتی طول عمر سیستم را نشان می‌دهد. در این الگوریتم، اجرام گرانشی و اینرسی برابر در نظر گرفته می‌شود

برازندگی جسم i از رابطه زیر محاسبه می‌گردد

$$q_i(t) = \frac{fit_i(t) - worst(t)}{best(t) - worst(t)} \quad (34)$$

و مقدار اجرام با رابطه زیر نرمال می‌شود.

$$M_i(t) = \frac{q_i(t)}{\sum_{j=1}^N q_j(t)} \quad (35)$$

در این روابط، به اجسام با شایستگی بهتر، جرم بیشتری نسبت داده شود. در این روابط $fit_i(t)$ بیانگر میزان برازندگی جسم i در زمان t است. در مسایل کمینه‌یابی می‌توان از روابط زیر برای محاسبه بهترین و بدترین مقدار شایستگی بهره برد:

$$best(t) = \min_{j \in \{1, \dots, N\}} fit_j(t) \quad (36)$$

$$worst(t) = \max_{j \in \{1, \dots, N\}} fit_j(t) \quad (37)$$

$$F_{ij}^d(t) = G(t) \frac{M_{pi}(t) \times M_{aj}(t)}{R_{ij}(t)^p + \epsilon} (x_j^d(t) - x_i^d(t)) \quad (27)$$

M_{pi} و M_{aj} به ترتیب جرم گرانشی فعال جسم j و جرم گرانشی غیر فعال جسم i می‌باشند، $G(t)$ ثابت گرانش در زمان t و R_{ij} فاصله بین دو جسم i و j می‌باشند. فاصله بین اجسام نیز همان فاصله‌ی اقلیدسی متعارف است:

$$R_{ij}(t) = \|X_i(t) - X_j(t)\|_2 \quad (28)$$

در رابطه‌ی (۲۷)، ϵ عددی بسیار کوچک است. همچنین توان p کوچک که یک عدد حقیقی بزرگتر از یک می‌باشد. اغلب موارد این مقدار برابر با یک در نظر گرفته شده است. نیروی وارد بر جسم i در مولفه‌ی d در زمان t ، $F_i^d(t)$ برابر مجموع ضرب‌های تصادفی نیروهایی است که K جسم برتر بر جسم وارد می‌کنند، یعنی

$$F_i^d(t) = \sum_{j \in Kbest, j \neq i} rand_j^d F_{ij}^d(t) \quad (29)$$

در این رابطه $rand_j$ یک عدد تصادفی با توزیع یکنواخت در بازه $[0,1]$ است. می‌توان مجموع تمام نیروهای وارد بر جسم را در نظر گرفت، اما برای بهبود بخشیدن به قدرت کشف الگوریتم تنها به مجموعه $Kbest$ شامل K عضو برتر، اجازه تاثیرگذاری بر سایر اعضا داده می‌شود. در گام‌های نخستین الگوریتم‌های جمعیتی نیاز به جستجوی فراگیر فضا احساس می‌شود، از این‌رو، در تکرارهای ابتدایی، تاکید الگوریتم باید بر جستجوی هر چه بهتر فضا باشد، ولی با گذر زمان توانایی کشف الگوریتم نمودی بیشتر می‌یابد؛ الگوریتم بایست با کمک یافته‌های جمعیت به سمت نقاط بهینه حرکت کند. در GSA، راهکار پیشنهادی برای تنظیم مناسب کاوش و بهره‌وری، تاثیر گذاری انتخابی اجسام است.

$Kbest$ نشان‌دهنده‌ی گردایه‌ی K جسم برتر جمعیت است. در تکرارهای نخستین الگوریتم، مسئله احتیاج به جستجوی مناسب دارد اما با پیش‌روی زمان، جمعیت به نتایج بهتری رسیده است. بنابراین، مجموعه‌ی K با زمان تغییر می‌کند؛ بدین‌صورت که در زمان شروع تمام اجسام بر یکدیگر تاثیر می‌گذارند و با گذر زمان تعداد اعضا تاثیر گذار بر جمعیت با یک نسبت خطی کاهش می‌یابد تا سرانجام، تنها ۲ درصد از بهترین‌های جمعیت بر سایر اعضا نیرو وارد می‌کنند.

سازگار با قانون دوم نیوتن، مولفه‌ی d ام شتاب برابر است

با:

۵ مقایسه الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرا ابتکاری

الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرا ابتکاری محاسبات تکاملی در هوش مصنوعی را عهده‌دار می‌باشند. در اغلب الگوریتم‌های فرا-ابتکاری چون کلونی مورچگان، که به دنبال بهترین منبع غذایی است، یا الگوریتم زنبور عسل، که در پی بهترین گل برای تهیه عسل می‌باشد و الخ، عملیات جستجو در کنار بهینه‌سازی، اهمیتی بسیار دارد. الگوریتم‌های ابتکاری بیشتر از جستجوی محلی (Local Search) برای جستجو بهره‌می‌برند. دسته دیگر جستجوها، جستجوی تصادفی است که راه‌حل جدید را به گونه‌ای تصادفی از فضای مسئله می‌یابد. در این دسته از جستجوها برقراری یک تعادل نسبی بین دو مقوله اکتشاف و استخراج ضروری می‌نماید.

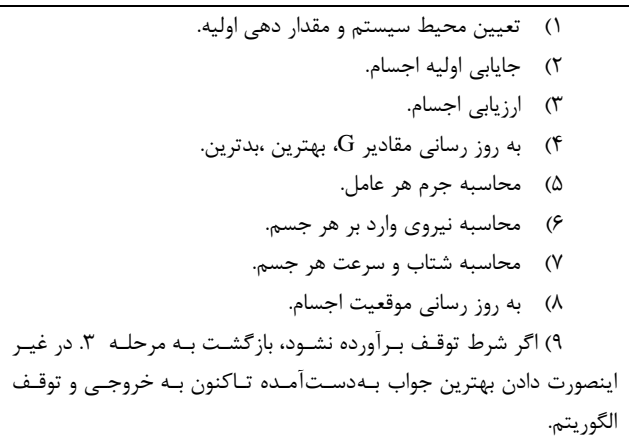
ایجاد تعادل بین دو عامل اکتشاف (Exploration) و استخراج (Exploitation) از اصول کلی برای عملکرد مناسب یک الگوریتم بهینه‌سازی فرا ابتکاری است. یک الگوریتم بهینه‌سازی فرا ابتکاری موثر و کارآمد باید بتواند میان این دو مولفه تعادل مناسبی را برقرار کند. قابلیت اکتشاف مسئول ایجاد تنوع و پاسخ‌های جدید است و در نتیجه، منجر به جستجوی سراسری و ارائه پاسخ‌های بدیعی برای حل مسائل بهینه‌سازی می‌شود. در مقابل، قابلیت استخراج مسئول تغییرات جزئی و بهبود موضعی پاسخ‌هایی است که قبلاً یافت شده‌اند. مزیت مهم قابلیت استخراج ریسک بسیار پایین و تداوم در عملکرد است.

بنابراین، اکتشاف به دنبال جستجوی سراسری قادر به ارائه پاسخ‌های جدید است. از آنجا که در اکتشاف، کل فضای جواب به طور تصادفی یک جواب یا مجموعه‌ای از جواب‌ها را انتخاب می‌کند؛ به اکتشاف جستجوی تصادفی هم گفته می‌شود. تصادفی بودن جستجو در اکتشاف، الگوریتم بهینه‌سازی را به خروج از بهینه محلی به منظور کاوش در سطح جهانی فضای جستجو قادر می‌سازد. از این‌رو، اکتشاف را تنوع‌بخش راه-حل‌های گوناگون در کاوش فضای جستجو در مقیاس جهانی یا Diversification نیز می‌گویند.

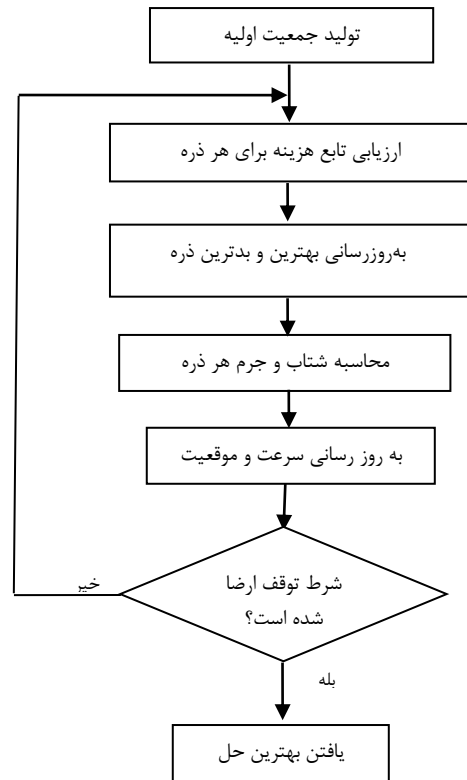
ولی استخراج در پی تغییرات اندک و مهم است که بر پاسخ فعلی اعمال می‌گردد. پس، در استخراج راه‌حل جایگزین تولید می‌شود تا به تغییرات مورد نیاز محیط واکنشی انعطاف-پذیرتر ارائه دهد. از آنجا که استخراج در هر تکرار اقدام به یافت بهترین جواب در همسایگی جواب بهینه فعلی می‌کند به آن

۲-۴ گذر زمان، حرکت اجرام و به روز رسانی پارامترها:

در ابتدای تشکیل سیستم، هر جسم به صورت تصادفی در نقطه‌ای از فضا، که جوابی از مسئله است، قرار می‌گیرد. در هر تکرار، اجسام ارزیابی و تغییر مکان هر جسم محاسبه می‌شود و در گام بعد جسم در آن موقعیت قرار می‌گیرد. جرم‌های گرانشی، جرم اینرسی و ثابت گرانش نیوتن در هر مرحله به‌روز رسانی می‌شوند. شرط توقف می‌تواند تعداد مشخص از تکرارها تعیین شود. شبه کد الگوریتم در شکل ۶ و دیاگرام بلوکی آن در شکل ۷ نشان داده شده است.



شکل ۶ - شبه کد مربوط به الگوریتم جستجوی گرانشی.



شکل ۷ - دیاگرام بلوکی الگوریتم جستجوی گرانشی.

ضعیف عمل می‌کند. در مقابل، الگوریتم جستجوی گرانشی وضعیت اکتشاف و استخراج بالائی دارد. به همین دلیل سرعت همگرایی آن متوسط است. مقایسه بین این روش‌ها در جدول ۱ نشان داده شده است.

جدول ۱ - اطلاعات مقایسه الگوریتم‌های ژنتیک، گروهی ذرات و جستجوی گرانشی از نظر استخراج و اکتشاف

نام الگوریتم	اکتشاف	استخراج	سرعت همگرایی
ژنتیک	زیاد	کم	پایین
گروهی ذرات	کم	زیاد	بالا
جستجوی گرانشی	زیاد	زیاد	متوسط

۵ شبیه‌سازی موشک و هدف

در این بخش، به بررسی عملکرد هدایت تناسبی حقیقی (TPN) پرداخته می‌شود. بدین منظور، ابتدا شبیه‌سازی موشک و هدف بر مبنای معادلات سینماتیک و دینامیک انجام می‌پذیرد. پارامترهای مربوط به اطلاعات موشک و هدف در دو جدول که در ادامه می‌آید، قابل مشاهده است.

جدول ۲ - اطلاعات موشک

پارامتر	مقدار	واحد	توصیف
a_{m_x}	0	meter/sec ²	شتاب محوری
$v_m(0)$	۱۰۰۰	meter/sec	سرعت اولیه موشک
$x_m(0)$	0	meter	موقعیت اولیه موشک
$y_m(0)$	0	meter	موقعیت اولیه موشک
$z_m(0)$	0	meter	ارتفاع اولیه موشک
$\theta_t(0)$	۱۴	deg	زاویه اولیه پیچ موشک
$\psi_t(0)$	0	deg	زاویه اولیه سمت موشک

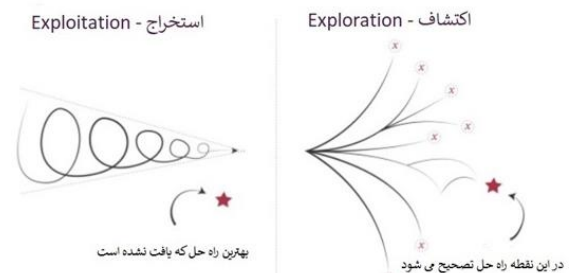
جدول ۳ - اطلاعات هدف

پارامتر	مقدار	واحد	توصیف
a_{ty}	0	meter/sec ²	شتاب هدف در راستای y
a_{tz}	0	meter/sec ²	شتاب هدف در راستای z
$\theta_t(0)$	0	deg	زاویه اولیه پیچ هدف
$\psi_t(0)$	۱۸۰	Deg	زاویه اولیه سمت هدف
$v_t(0)$	۳۰۰	meter/sec	سرعت اولیه هدف
$x_t(0)$	۱۲۰۰۰	meter	موقعیت اولیه هدف
$y_t(0)$	0	meter	موقعیت اولیه هدف
$z_t(0)$	۳۰۰۰	meter	ارتفاع اولیه هدف

محاسبه زوایای پرتاب: زوایای پرتاب مناسب، $(\psi_m(0), \theta_m(0))$ ، به گونه‌ای تحلیلی برای موشک استخراج

جستجوی موضعی گفته می‌شود. بنابراین، در استخراج، از راه-حل‌های موجود برای رسیدن به عملیات کارا تر بهره می‌برد. از این رو، استخراج را تشدید به معنی تمرکز بر جستجو در یک ناحیه محلی یا Intensification نیز می‌گویند. استخراج منجر به یافتن اطلاعات برای رسیدن به یک راه حل خوب فعلی در ناحیه محلی می‌شود.

به طور خلاصه، منظور از اکتشاف اطمینان از سراسری بودن جستجو و منظور از استخراج یافتن پاسخ‌های بهتر حول یک پاسخ مطابق با شکل ۸ است. از این رو، در یک راه‌برد مناسب بهینه‌سازی فرا ابتکاری، به مرور زمان از روحیه مکتشفانه به روحیه متمرکز و محافظه کار تمایل پیدا خواهد شد.



شکل ۸ - نحوه عملکرد فاکتورهای اکتشاف و استخراج در فضای جواب مسئله.

بررسی رفتار همگرایی الگوریتم‌های بهینه‌سازی نشان می‌دهد که عامل استخراج میل به افزایش سرعت همگرایی دارد. در حالیکه، اکتشاف به کاهش نرخ همگرایی تمایل دارد. از سوی دیگر، اکتشاف خیلی بالا احتمال رسیدن به بهینه سراسری را افزایش می‌دهد ولی از کارایی می‌کاهد و استخراج خیلی بالا نیز به گرفتار شدن الگوریتم در بهینه محلی می‌انجامد. بنابراین، استفاده یکی از دو طریق اکتشاف یا استخراج منجر به شکست الگوریتم بهینه سازی فرا ابتکاری می‌شود.

به‌عنوان نمونه، الگوریتم ژنتیک از وضعیت اکتشاف مناسبی برخوردار است. زیرا، یک جستجوی سراسری در فضای مسئله انجام می‌دهد. به همین دلیل رسیدن به جواب بهینه سراسری به دلیل تنوع بیشتر جواب‌ها زمان بر خواهد بود. اما از نظر استخراج زیاد خوب عمل نمی‌کند. به همین دلیل از روش‌های جستجوی محلی در کنار الگوریتم ژنتیک، که به الگوریتم‌های ممتیک مشهور هستند، استفاده می‌شود تا در بحث استخراج هم توفیقی حاصل شود. الگوریتم گروهی ذرات از قابلیت استخراج بالائی برخوردار است ولی در بحث اکتشاف

۵-۱ بهینه‌سازی قانون هدایت تناسبی

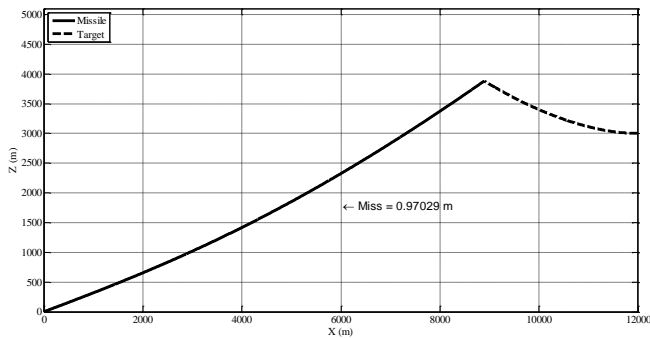
به منظور بهینه‌سازی پارامترهای قانون هدایت تناسبی دو نقطه موشک با استفاده از الگوریتم فراابتکاری بهینه‌سازی جستجوی گرانشی (GSA)، تابع هزینه‌ای به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\text{cost} = 100|y| + a^c \quad (42)$$

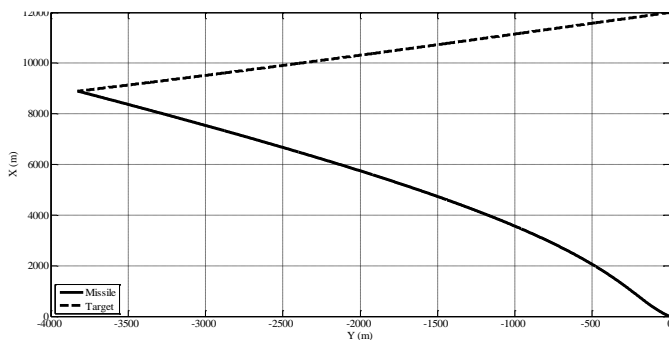
در رابطه فوق، y بیانگر خروجی و a^c نشان‌دهنده شتاب فرمان اعمالی به موشک است. در نهایت، نتایج الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی گرانشی (GSA) منجر به بهترین مقدار ثابت ناوبری تناسبی برابر با $3/1$ می‌شود.

۵-۲ نتایج شبیه‌سازی هدایت دو نقطه‌ای

در شبیه‌سازی هدایت دو نقطه‌ای، فرامین شتاب محاسبه شده عمود بر خط‌دید، در اجرا عمود بر بردار سرعت به موشک اعمال می‌شود. نتایج مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه افق و صفحه قائم، فرامین شتاب و همچنین فاصله از دست‌دهی^{۱۴} عمود بر خط‌دید با تلاش کنترلی صفر بر حسب زمان رسم می‌شود. همچنین، مقادیر فاصله از دست‌دهی برابر 0.97 متر و نیز تلاش کنترلی برابر $489/23$ حاصل می‌شود.



شکل ۹ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ



شکل ۱۰ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX

می‌شود تا در لحظه پرتاب موشک در امتداد مسیر برخورد قرار گیرد. برای استخراج مسیر برخورد فرض می‌کنیم موشک با سرعت ثابت در طول مسیر حرکت کند. از این‌رو، با توجه به تعریف مسیر برخورد، موقعیت موشک و هدف در لحظه برخورد یکسان خواهد بود. بنابراین:

$$\begin{cases} x_t = V_{xt}t + x_0 \\ y_t = V_{yt}t + y_0 \\ z_t = V_{zt}t + z_0 \end{cases} = \begin{cases} x_m = V_{xm}t \\ y_m = V_{ym}t \\ z_m = V_{zm}t \end{cases} \quad (38)$$

$$V_{xm}^2 + V_{ym}^2 + V_{zm}^2 = V_{m_mean}^2$$

با جایگذاری مقادیر مطلوب، شرایط اولیه زوایای مناسب پرتاب به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$V_{zm} = 229.8133$$

$$V_{ym} = 202.8137$$

$$V_{xm} = 618.4185$$

$$\theta(0) = \tan^{-1}\left(\frac{V_{zm}}{\sqrt{V_{xm}^2 + V_{ym}^2}}\right) = 17.0882^\circ \quad (39)$$

$$\psi(0) = \tan^{-1}\left(\frac{V_{ym}}{V_{xm}}\right) = 20.3585^\circ$$

محاسبه سرعت نزدیک شونده موشک به هدف:

به منظور شبیه‌سازی، سرعت نزدیک شونده موشک به هدف به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$R_{TM} = R_T - R_M$$

$$V_{TM} = V_T - V_M$$

$$\vec{e}_{LOS} = \frac{R_{TM}}{\|R_{TM}\|} \quad (40)$$

$$V_C = \left(|V_{TM} \cdot \vec{e}_{LOS}| \right) \vec{e}_{LOS}$$

برای اثبات آخرین برابری توجه کنید که سرعت نزدیک شونده همان نرخ تغییر فاصله (نسبی) هدف از موشک است. بنابراین:

$$\|V_C\| = \left| -\frac{d}{dt} \|R_{TM}\| \right| = \left| -\frac{d}{dt} \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \right| = \left| -\frac{xx' + yy' + zz'}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \right| \quad (41)$$

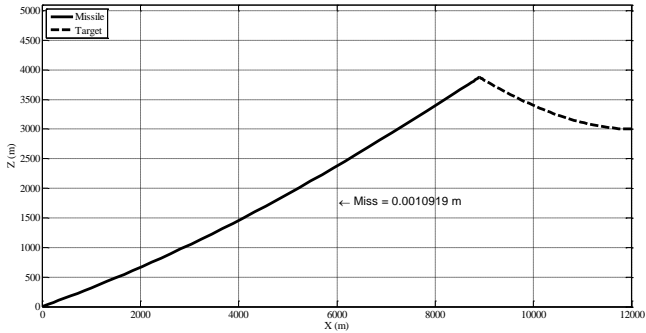
$$[\vec{e}_{\perp LOS}]^L = \frac{[N' \Omega_{\perp} \times V_c]^L}{\|N' \Omega_{\perp} \times V_c\|}$$

$$[a_{mx}]^L = (T^{BL})^T [a_{mx}]^B \quad (43)$$

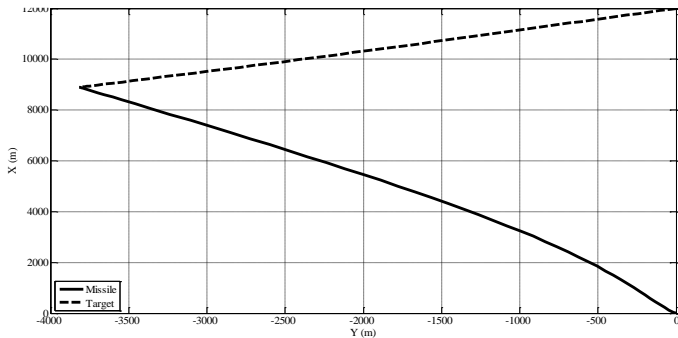
$$[a_{mx \perp LOS}]^L = ([a_{mx}]^L \cdot [\vec{e}_{\perp LOS}]^L) [\vec{e}_{\perp LOS}]^L$$

$$[a_c]^L = [N' \Omega_{\perp} \times V_c]^L - [a_{mx \perp LOS}]^L$$

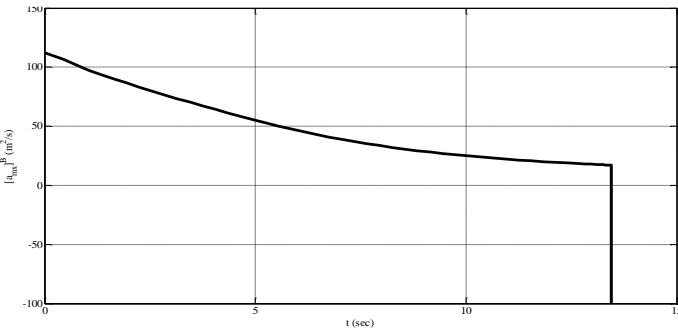
در ادامه، نتایج مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه افق و صفحه قائم، فرامین شتاب و همچنین فاصله از دست‌دهی عمود بر خط دید با تلاش کنترلی صفر (ZEM_{PLoS}) را برحسب زمان رسم می‌کنیم. همان‌طور که انتظار می‌رود، با جبران‌سازی تاثیر شتاب محوری موشک، تلاش کنترلی و خطای برخورد به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. همچنین، مقادیر فاصله از دست‌دهی برابر ۰/۰۰۱ متر و نیز تلاش کنترلی برابر ۴۱۹/۸۴ حاصل می‌شود.



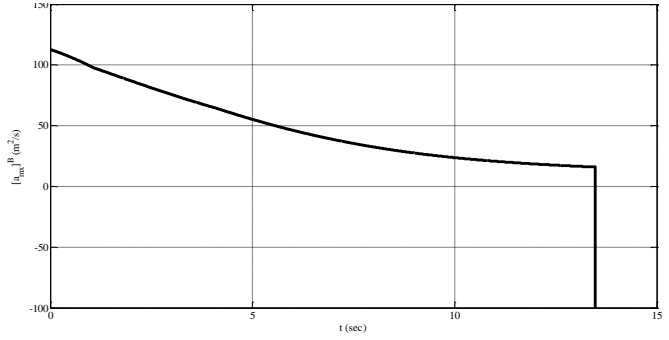
شکل ۱۵ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ



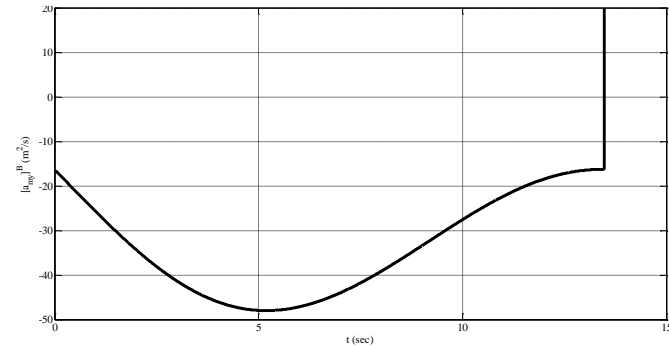
شکل ۱۶ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX



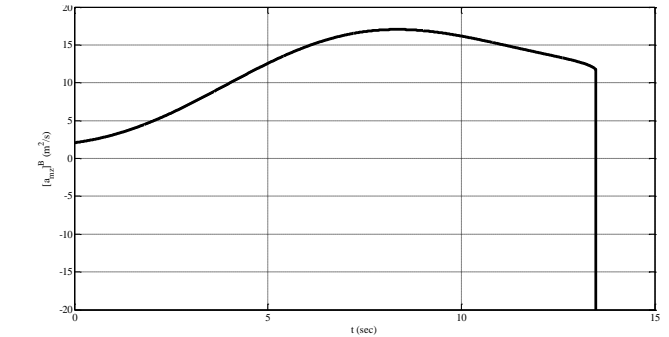
شکل ۱۷ - شتاب محوری موشک



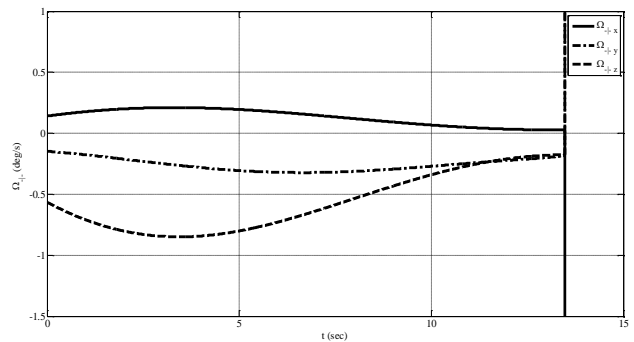
شکل ۱۱ - شتاب محوری موشک



شکل ۱۲ - شتاب موشک در راستای Y



شکل ۱۳ - شتاب موشک در راستای Z

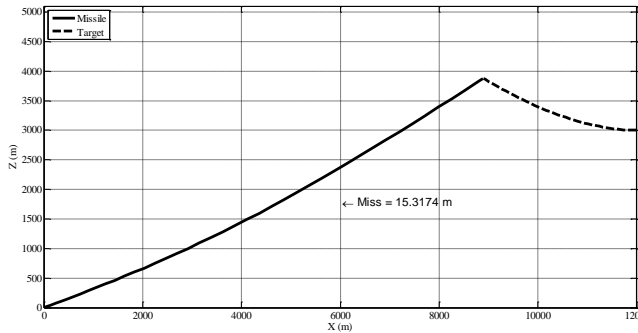


شکل ۱۴ - نرخ چرخش خط دید

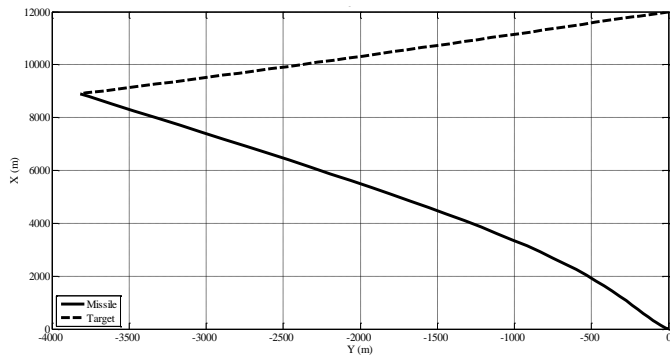
۳-۵ بررسی تاثیر شتاب محوری

به منظور بررسی تاثیر شتاب محوری، مولفه شتاب محوری در راستای عمود بر خط دید به صورت زیر محاسبه می‌شود:

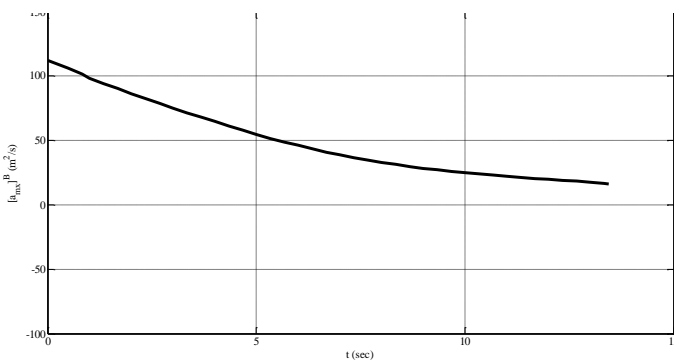
از دست‌دهی برابر ۱۵/۳۱۷ متر و نیز تلاش کنترلی برابر ۴۳۶/۹۶ حاصل می‌شود.



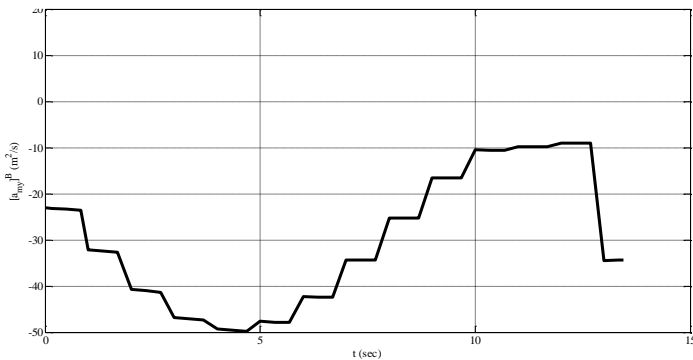
شکل ۲۱ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ



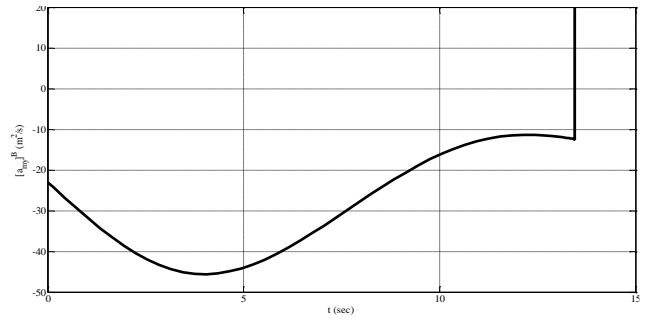
شکل ۲۲ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX



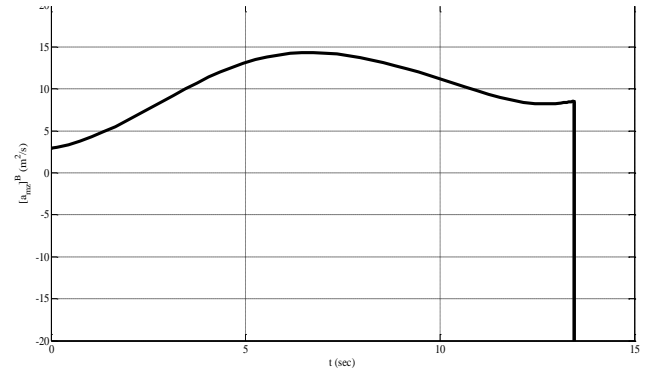
شکل ۲۳ - شتاب محوری موشک



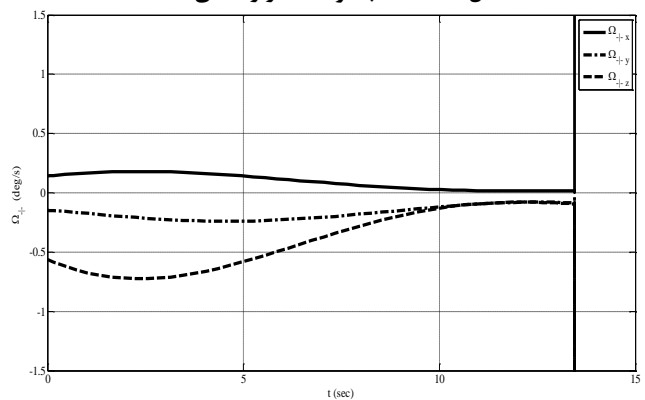
شکل ۲۴ - شتاب موشک در راستای Y



شکل ۱۸ - شتاب موشک در راستای Y



شکل ۱۹ - شتاب موشک در راستای Z

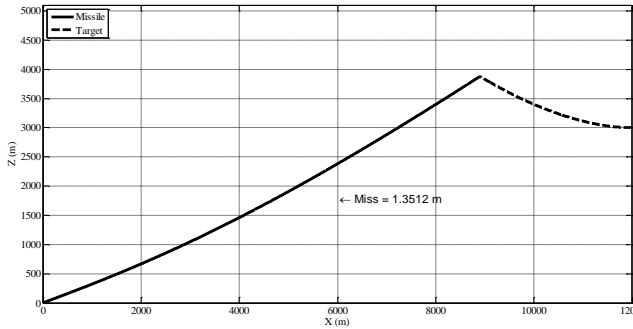


شکل ۲۰ - نرخ چرخش خط دید

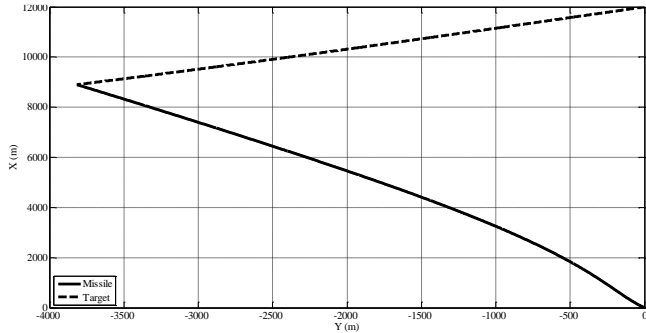
۴-۵ بررسی تاثیر بسامد به‌روز رسانی فرامین شتاب

به‌روز رسانی فرامین شتاب با نمونه برداری از دستور هدایت در زمان‌های ثابت صورت می‌گیرد. اگر فرض شود که دستور شتاب بین دو زمان نمونه‌برداری ثابت باقی می‌ماند، آنگاه می‌توان از گسسته‌سازی به روش Zero Order Hold استفاده کرد. از این رو، از نمونه‌برداری با تناوب ۱ ثانیه یا بسامد به‌روز رسانی ۱ هرتز استفاده می‌شود. به منظور بررسی تاثیر بسامد به‌روز رسانی فرامین شتاب، فاصله از دست‌دهی برحسب بسامد به‌روز رسانی رسم می‌شود. در این حالت، خطای برخورد با افزایش بسامد به‌روز رسانی یا کاهش زمانی تناوب نمونه‌برداری کاهش می‌یابد. همچنین، مقادیر فاصله

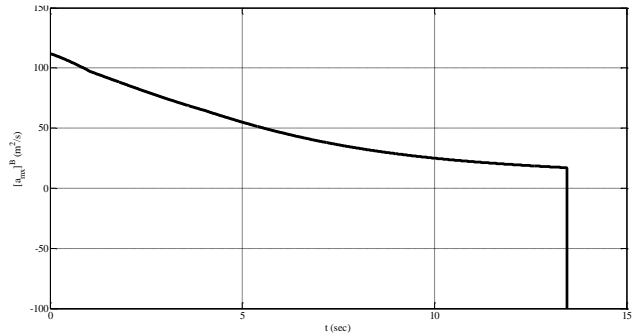
فاصله از دست‌دهی برابر ۱/۳۵۱۲ متر و نیز تلاش کنترلی برابر ۴۲۱/۰۳ حاصل می‌شود.



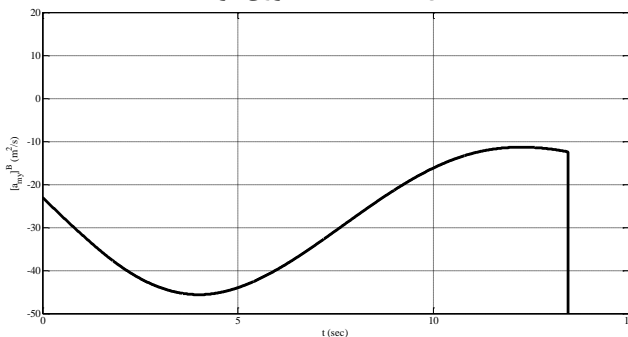
شکل ۲۸ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ



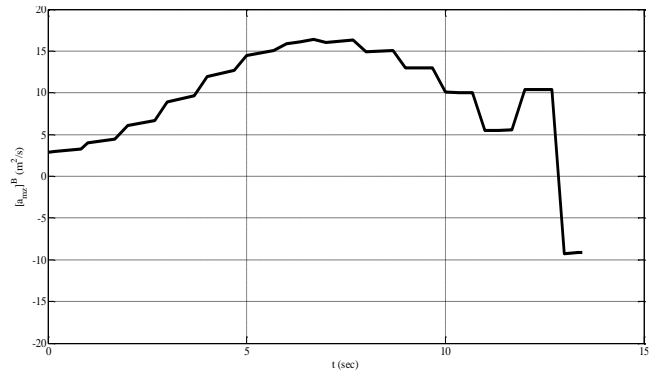
شکل ۲۹ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX



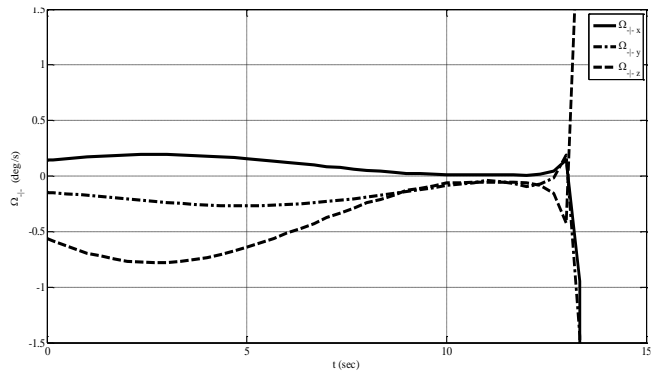
شکل ۳۰ - شتاب محوری موشک



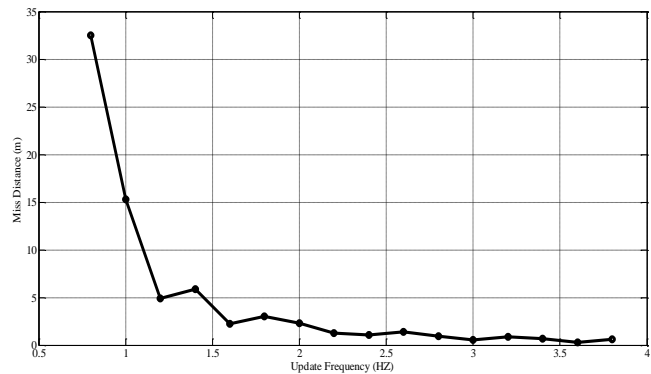
شکل ۳۱ - شتاب موشک در راستای Y



شکل ۲۵ - شتاب موشک در راستای Z



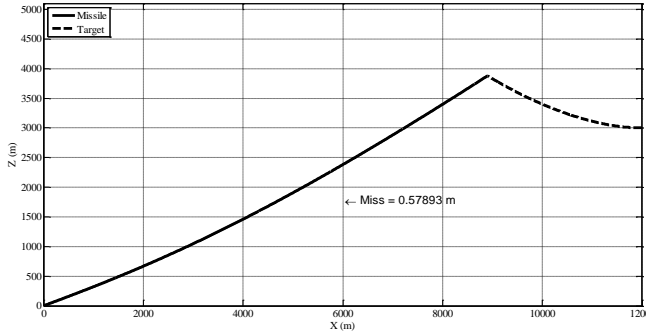
شکل ۲۶ - نرخ چرخش خط دید



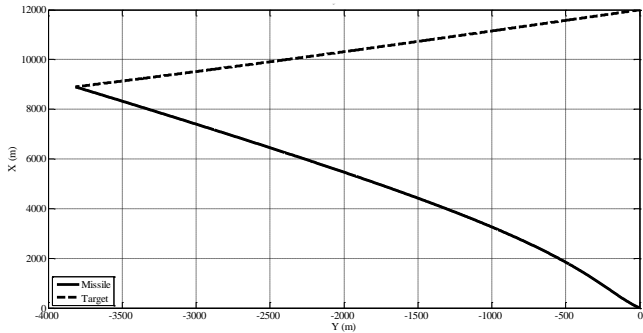
شکل ۲۷ - خطای برخورد بر حسب فرکانس به روز رسانی دستور هدایت

۵-۵ بررسی برد کورشدن جستجوگر: برای بررسی

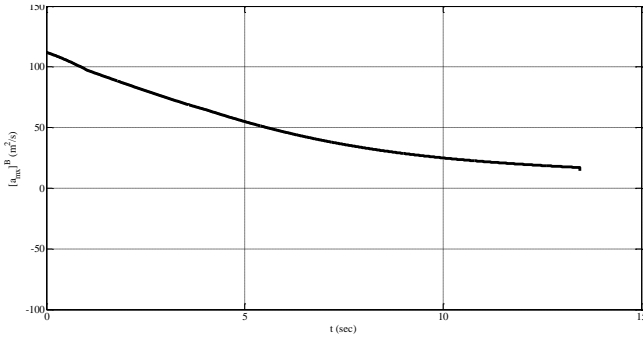
تاثیر حداقل برد (برد کورشدن) جستجوگر کفایست در مسیر سیگنال نرخ چرخش خط دید (Ω_{\perp}) که خروجی جستجوگر می‌باشد، شرطی قرار داد که اگر اندازه بردار فاصله نسبی (R_{TM}) از حداقل برد جستجوگر کمتر شد، زیر سیستم آخرین مقدار ثبت شده از نرخ چرخش خط دید را به عنوان سیگنال خروجی بدهد. برای این کار از بلوک enable استفاده می‌شود. در این صورت، اگر حداقل برد جستجوگر ۶ متر باشد، تلاش کنترلی و خطای برخورد افزایش می‌یابد. همچنین، مقادیر



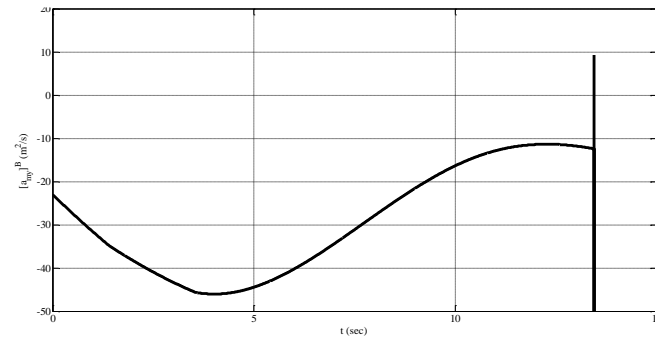
شکل ۳۵ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ



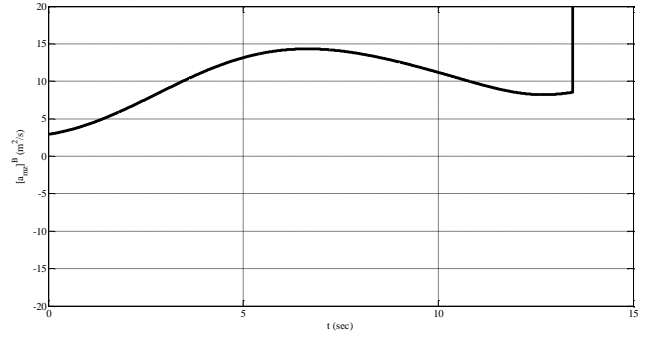
شکل ۳۶ - مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX



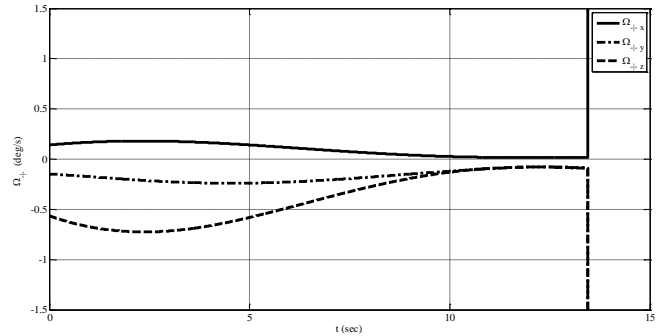
شکل ۳۷ - شتاب محوری موشک



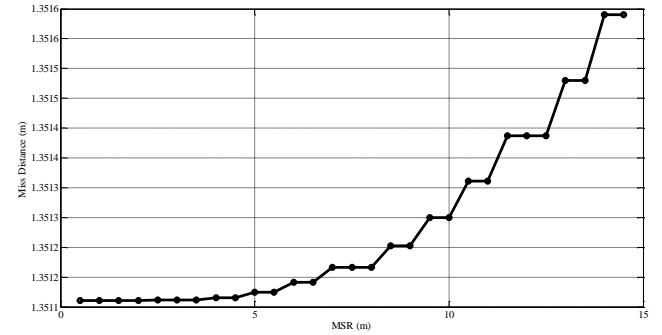
شکل ۳۸ - شتاب موشک در راستای Y



شکل ۳۹ - شتاب موشک در راستای Z



شکل ۴۰ - نرخ چرخش خط دید



شکل ۴۱ - خطای برخورد بر حسب حداقل برد جستجوگر

۵-۶ بررسی حداکثر نرخ زاویه‌ای جستجوگر

برای بررسی تاثیر حداکثر نرخ زاویه‌ای جستجوگر در مسیر سیگنال نرخ چرخش خط دید (Ω_{\perp}) که خروجی جستجوگر می‌باشد، از یک بلوک اشباع استفاده می‌شود. در این صورت، اگر حداکثر نرخ زاویه‌ای جستجوگر 0.7 درجه بر ثانیه باشد، آنگاه خطای برخورد و تلاش کنترلی افزایش می‌یابد. همچنین، مقادیر فاصله ازدست‌دهی برابر 0.57 متر و نیز تلاش کنترلی برابر $421/12$ حاصل می‌شود.

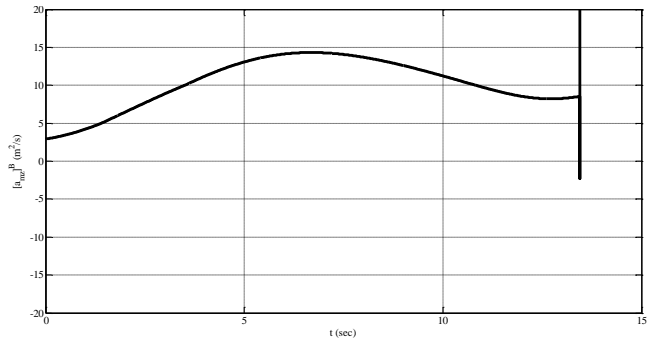
می‌دهد که با استفاده از پارامتر بهینه‌سازی شده قانون هدایت، برخورد موشک به هدف با کمترین مقادیر فاصله از دست‌دهی و نیز، تلاش کنترلی حاصل می‌شود. همچنین، مقادیر فاصله از دست‌دهی و نیز تلاش کنترلی در حالت جبران شتاب محوری کم‌تر از حالت بدون جبران به دست می‌آید. در نهایت، در صورت اعمال برد کور شدن جستجوگر و نیز حداکثر نرخ جستجوگر موشک قابلیت برخورد به هدف را داراست.

پی‌نوشت‌ها

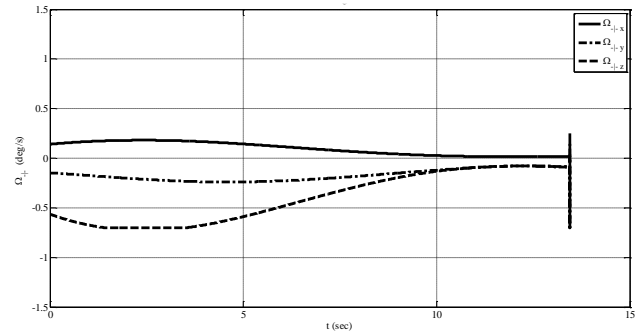
- ۱ Line of Sight
 - ۲ Lead angle
 - ۳ Optimal Guidance
 - ۴ Pursuit Guidance
 - ۵ Proportional Guidance
 - ۶ Optimal Line of Sight
- در هدایت خط دید، هنگامی که پرنده هدایت شونده بر روی خط دید قرار گرفت، تقریباً بی هیچ تلاشی موقعیت خود را تا برخورد با هدف بر روی خط دید حفظ می‌کند. همچنین، در هدایت مسیره‌های بالستیک، پرنده هدایت‌شونده باید به سرعت مطلوب دست یابد؛ پس از دستیابی به این سرعت، سیستم پیشران در پرنده هدایت شونده قطع و یا خاموش می‌شود و به عبارت دیگر، بی هیچ تلاش کنترلی مسیر بالستیک را می‌پیماید.
- ۸ Gravitational Search Algorithm
 - ۹ Pure Proportional Navigation
 - ۱۰ True Proportional Navigation
 - ۱۱ Ideal Proportional Navigation
 - ۱۲ Augmented Proportional Navigation
 - ۱۳ Cost
 - ۱۴ Miss Distance

منابع و مراجع

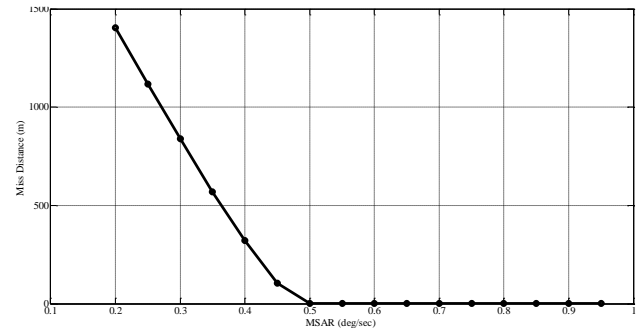
- [1]. Siouris, G.M, "Missile Guidance and Control Systems", springer, November, 2003.
- [2]. Kuroda, T., Imado, F, "Advanced Missile Guidance System Against Very High Speed Target", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Washington, DC, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988.
- [3]. Massoumnia, M. A, "Optimal Midcourse Guidance Law for Fixed-Interval Propulsive Manuevers", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 18, No.3, May-June 1995.
- [4]. Newman, B, "Strategic Intercept Midcourse Guidance Using Modified Zero Effort Miss Steering", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 19, No.1, January-February 1996.



شکل ۳۹ - شتاب موشک در راستای Z



شکل ۴۰ - نرخ چرخش خط دید



شکل ۴۱ - خطای برخورد بر حسب حداکثر نرخ زاویه‌ای جستجوگر

۶ نتیجه‌گیری

در این پژوهش، بهینه‌سازی قانون هدایت تناسبی دو نقطه‌ای موشک مبتنی بر الگوریتم بهینه‌سازی جستجوی گرانشی انجام شد. با اعمال ثابت ناوبری بهینه، شبیه‌سازی معادلات جرم نقطه‌ای پنج‌درجه‌آزادی پرنده‌های موشک و هدف و نیز قانون هدایت تناسبی به منظور رهگیری هدف توسط موشک انجام شد. نتایج مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه افق و صفحه قائم، فرامین شتاب و همچنین فاصله از دست‌دهی عمود بر خط دید با تلاش کنترلی صفر بر حسب زمان رسم شد. همچنین، مقادیر فاصله از دست‌دهی و نیز تلاش کنترلی گزارش شد. در نهایت، تاثیر شتاب محوری، تاثیر فرکانس به‌روز رسانی فرامین شتاب، تاثیر برد کور شدن جستجوگر، تاثیر حداکثر نرخ زاویه‌ای جستجوگر بر قانون هدایت بررسی شد. نتایج نشان

- Control Conference (CCC), pp. 3403-3408, IEEE, 2020.
- [12]. In-Joong, H, and Chong, S "Design of a CLOS Guidance Law via Feedback Linearization" IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 28.1, p.p 51-63, 1992.
- [۱۳]. ع. راشدی، ح. نظام آبادی پور، "بهینه‌یابی گرانشی"، پانزدهمین کنفرانس مهندسی برق ایران، مرکز تحقیقات مخابرات تهران، ۱۳۸۶.
- [۱۴]. ع. راشدی، ح. نظام آبادی پور و س. سریزدی، "الگوریتم جستجوی گرانشی باینری"، اولین کنگره مشترک سیستم‌های فازی و هوشمند، مشهد، ۱۳۸۶.
- [15]. Halliday, D., Resnick, R., & Walker, J, "Fundamentals of Physics" John Wiley & Sons, 2013.
- [16]. Schutz, B., "Gravity from the Ground up: An Introductory Guide to Gravity and General Relativity" Cambridge University Press, 2003.
- [17]. Mansouri, R., Nasser, F., & Khorrami, M. "Effective time variation of G in a model universe with variable space dimension" Physics Letters A, 259(3-4), 194-200, 1999.
- [18]. Rashedi, E., Nezamabadi-Pour, H., & Saryazdi, S. "GSA: a Gravitational Search Algorithm" Information sciences, 179(13), 2232-2248, 2009.
- [5]. Zarchan, P, "Midcourse Guidance Strategic for Exoatmospheric Intercept", Defense Technical Information Center, 1998.
- [6]. Zarchan, P, "Tactical and Strategic Missile Guidance", 4th Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.
- [7]. Karataban, D, "Missile System Design and Optimization Integrated with System Engineering Methodologist" PhD diss., Middle East Technical University, 2019.
- [8]. Moon, GH, Tahk, MJ, Son, J, "Generalized Polynomial Guidance for Terminal Velocity Control of Tactical Ballistic Missiles" International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2020.
- [9]. Brian, G, Furfaro, R, and Linares, R, "A Guidance Law for Terminal Phase Exo-Atmospheric Interception Against a Maneuvering Target using Angle-Only Measurements Optimized using Reinforcement Meta-Learning" In AIAA Scitech 2020 Forum, p. 0609. 2020.
- [10]. Chai, R., Savvaris, A., & Chai, S. "Integrated Missile Guidance and Control using Optimization-based Predictive Control" Nonlinear Dynamics, 96(2), 997-1015, 2019.
- [11]. Wu, Z., Fang, Y., & Fu, W., "Cooperative Optimal Mid-course Guidance Laws with Parameter Optimization" In 2020 39th Chinese