



## فصلنامه علمی ((دفاع هوافضایی))

دوره ۱، شماره ۲، شهریور ۱۴۰۱

عنوان مقالات

### مقاله پژوهشی

## به کارگیری الگوریتم فرا ابتکاری ازدحام ذرات در بهینه سازی پارامترهای قانون هدایت تاکتیکی موشک

امیرحسین صالحی شایگان<sup>۱</sup>، رضا بیات تاجور<sup>۲</sup>، میثم سلیمانی ملکان<sup>۳</sup>

۱- دکترای ریاضی، دانشکده علوم پایه، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۲- دکترای ریاضی، دانشکده علوم پایه، دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء (ص)، تهران، ایران

۳- مدرس گروه ریاضی، دانشکده علوم پایه، دانشگاه اصفهان، ایران

### چکیده

در این مقاله، قانون هدایت تناسبی دو نقطه موشک بر مبنای الگوریتم فرابتکاری ازدحام ذرات بهینه سازی می شود. برای این منظور به معادلات جرم نقطه ای پنج درجه آزادی موشک و قانون هدایت تناسبی حقیقی به منظور رهگیری هدف توسط موشک نیازمند هستیم. با پیاده سازی روش، نتایج به دست آمده از قبیل، مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه افق و صفحه قائم، فرامین شتاب و همچنین فاصله از دست دهی عمود بر خط دید بر حسب زمان را رسم خواهیم نمود. در این بررسی همچنین به تأثیر جبران سازی شتاب محوری، جبران سازی شتاب جاذبه، فرکانس به روزرسانی فرامین شتاب و برد کورشدن جستجوگر بررسی خواهد شد

### اطلاعات مقاله

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۵/۱۲

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۸/۱۳

### کلمات کلیدی:

بهینه سازی، قانون هدایت تناسبی دو نقطه، الگوریتم بهینه سازی ازدحام ذرات.



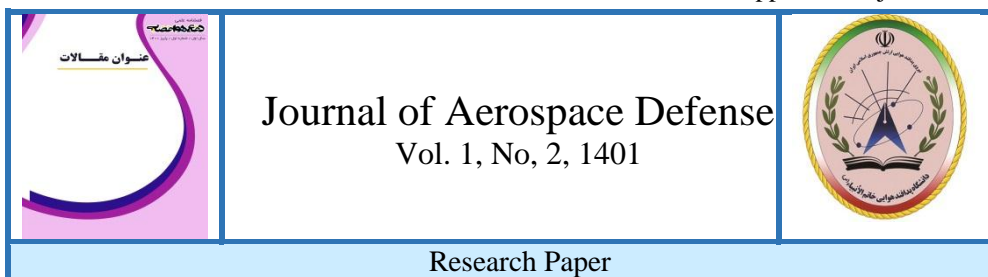
نویسنده مسئول:

امیر حسین صالحی شایگان

ایمیل:

ahsalehi.kau@gmail

**استناد به مقاله:** امیر حسین صالحی شایگان، رضا بیات تاجور، میثم سلیمانی ملکان، به کارگیری الگوریتم فرا ابتکاری ازدحام ذرات در بهینه سازی پارامترهای قانون هدایت تاکتیکی موشک، مجله علمی پژوهشی دفاع هوافضایی دوره ۱، شماره ۲، شهریور ۱۴۰۱.



## Applying the Heuristic Particle Swarm Search Algorithm to Optimize the Parameters of the Missile Tactical Guidance Law

Amir Hossein Salehi Shayegan<sup>1</sup>, Reza Bayat Tajvar<sup>2</sup>, Meisam Soleimani Malekan<sup>3</sup>

1- K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2- Khatam Ol Anbia (PBU) University, Tehran, Iran

3- Isfahan University, Iran

### Article Information

Accepted: 1401/05/12

Received: 1400/08/13

### Keywords:

Optimization, Two points guidance law, Heuristic Particle Swarm Search Algorithm.



### Corresponding author:

Amir Hossein salehi shayegan

Email:

ahsalehi.kau@gmail

### Abstract

In this paper, two points guidance law of a missile is optimized based on the particle swarm search algorithm. To do so, we need to five-degree-of-freedom equations of the missile and the proportional guidance law to track the target. Next, the parameters of the law guidance are optimized using the particle swarm algorithm. As a result, 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, and updated frequency on the acceleration commands and the seeker's range are investigated on the guidance law.

**HOW TO CITE:** Amir Hossein Salehi Shayegan , Reza Bayat Tajvar , Meisam Soleimani Malekan, Applying the Heuristic Particle Swarm Search Algorithm to Optimize the Parameters of the Missile Tactical Guidance Law, Journal of Aerospace Defense, Vol. 1, No. 2, 1401.

## ۱. مقدمه

مسیر حرکت یک وسیله در رسیدن به یک نقطه‌ی مشخص و یا یک نقطه و سرعت مشخص، باید کنترل شود. برای این منظور فرامین لازم جهت کنترل مسیر باید تولید شود. این وسیله می‌تواند یک کشتی، زیردریایی، هواپیما، رهگیر و یا یک فضاپیما باشد. وظیفه سیستم هدایت، تعیین و یا اندازه‌گیری موقعیت و در بعضی از مواقع سرعت نهایی وسیله و تصمیم‌گیری پیرامون اقداماتی است که باید 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، لازم 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 مسئله 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 سه‌نقطه، یعنی هدف، پرنده هدایت‌شونده و ردگیر خارجی وابسته است. از جمله روش‌های هدایت سه‌نقطه‌ای می‌توان به هدایت خط‌دید، هدایت خط‌دید با زاویه تقدم، ترکیب هدایت خط‌دید و هدایت خط‌دید با زاویه تقدم و هدایت خط‌دید بهینه 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، هدایت تناسبی و هدایت دونقطه‌ای بهینه اشاره کرد. هدایت تناسبی از متداول‌ترین روش‌های قوانین هدایت دونقطه‌ای 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 به دست 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 قرار گرفتن در مسیر برخورد نیاز است. مراجع [۲] و [۳] به بررسی تأثیر زاویه برخورد بر خطای برخورد یک رهگیر ضد بالستیک پرداخته است. با شبیه‌سازی سینماتیک و دینامیک مسئله و مقایسه نتایج و با در نظر گرفتن اثر اشباع در کنترل وسیله پرنده، شرایط موفقیت‌آمیز برخورد به ازای سرعت‌ها و ارتفاع‌های مختلف هدف بررسی شده است. در نهایت چنین نتیجه‌گیری شده است که به علت سرعت نسبی زیاد موشک و هدف کمترین خطای برخورد در زاویه برخورد  $18^\circ$  درجه رخ خواهد داد. با توجه به اهمیت هدایت تاکتیکی، قوانین هدایت

مختلفی برای این فاز طراحی شده است. هدایت یک رهگیر برای برخورد با یک هدف بالستیک در مراجع [۴] و [۵] مورد بررسی قرار گرفته است. یک قانون هدایت فاز میانی بر پایه خطای برخورد بدون تلاش کنترلی برای رهگیری اهداف استراتژیک و فضاپیماها در مرجع [۶]، پیشنهاد شده است. در مراجع [۷-۹] روش هدایت بر مبنای هدایت تناسبی ارائه می‌شود که از حل مسئله کنترل بهینه به دست آمده است. در این روش زاویه نهایی برخورد نیز کنترل شده است و به همین دلیل در این طرح از بهینه کردن پارامترهای قانون هدایت استفاده می‌شود. در مرجع [۱۰] یک قانون هدایت بهینه بر مبنای مدل پیش‌بین و در مرجع [۱۱] نیز قانون هدایت با پارامترهای بهینه‌شده ارائه شده است. 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 بهینه‌سازی فرا ابتکاری ازدحام ذرات (PSO) است. روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات منجر به یافتن نقطه بهینه به صورت عمومی می‌شود. به این منظور، نخست معادلات جرم نقطه‌ای پنج درجه آزادی 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 ازدحام ذرات بهینه می‌کنیم. در نهایت، نتایج الگوریتم بهینه‌سازی بیان می‌شود.

## ۲. مدل سازی جرم نقطه‌ای موشک و هدف

### ۱-۲ مدل جرم نقطه‌ای موشک

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

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

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

$$(۳)$$

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

$$(۴)$$

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

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

در روابط فوق، S و C به ترتیب بیانگر sin و cos هستند و  $a_{mz}$  و  $a_{my}$  نیز بیانگر مؤلفه‌های 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 درجه آزادی هدف با فرض ناچیز بودن شتاب محوری و حرکت رول به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [۹]:

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

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

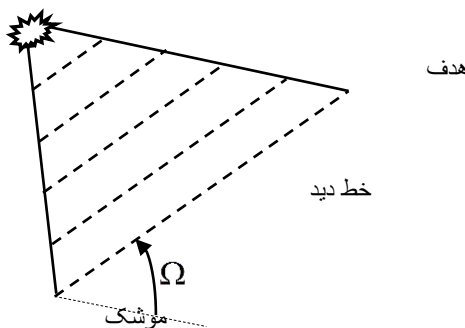
$$\ddot{z}_t = a_{tz} C\theta_t - g \quad (۸)$$

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

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

### ۳. هدایت تناسبی

منطق هدایت تناسبی در شکل ۱ نشان داده شده است. در این روش، نرخ چرخش خط دید ( $\Omega$ ) یا میزان تغییرات زاویه خط دید توسط جستجوگر اندازه‌گیری می‌شود.



شکل ۱: ثابت ماندن خط دید روی مسیر برخورد

از جمله روش‌های هدایت تناسبی می‌توان موارد زیر را در نظر گرفت:

- هدایت تناسبی خالص (PPN)
- هدایت تناسبی حقیقی (TPN)
- هدایت تناسبی ایده‌آل (IPN)
- هدایت تناسبی حقیقی افزوده (ATPN)

در این مقاله هدایت تناسبی حقیقی بر اساس مرجع [۱۰] معرفی می‌شود.

#### ۳-۱ هدایت تناسبی حقیقی

در این روش، با اعمال فرامین شتاب عمود بر خط دید، پرنده هدایت‌شونده به شکل مؤثرتری 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:

$$\mathbf{a}_c^L = N' \Omega^L \times \mathbf{v}_c^L \quad (11)$$

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

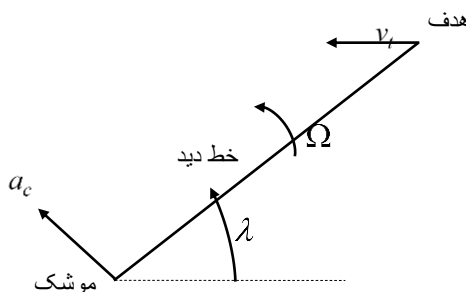
$$\mathbf{v}_c = |\mathbf{v}_R \cdot \mathbf{e}_{LOS}| \mathbf{e}_{LOS} \quad (12)$$

در رابطه فوق، علامت  $\bullet$  نمایش‌دهنده ضرب داخلی و  $\mathbf{e}_{LOS}$  بیانگر بردار یکه در راستای خط دید موشک و هدف است که از رابطه زیر به دست می‌آید:

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

در حقیقت سرعت نزدیک شونده 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 به صورت زیر حاصل می شود ( ماتریس تبدیل مختصات از دستگاه مختصات افق محلی به فیزیکی است):

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



### ۳-۲ جبران شتاب جاذبه

برای اندازه گیری شتاب های غیر جاذبه ای از شتاب سنج ها استفاده می کنند که قادر به درک شتاب جاذبه نیستند. لذا معادل شتاب جاذبه در جهت خلاف آن باید به فرامین شتاب عمود بر خط دید افزوده گردد (شکل ۳). در این صورت، علاوه بر تأمین شتاب مورد نیاز در حلقه هدایت، اثر شتاب جاذبه ای که شتاب سنج ها قابلیت درک آن را ندارند، خنثی می شود. جبران شتاب جاذبه ای سه بعدی در هدایت تناسبی حقیقی در دستگاه محلی به صورت زیر است:

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

در رابطه فوق،  $\mathbf{g}_{\perp LLOS}^L$  بردار شتاب جاذبه عمود بر خط دید هدف در دستگاه فیزیکی را نشان می دهد و از رابطه زیر محاسبه می شود:

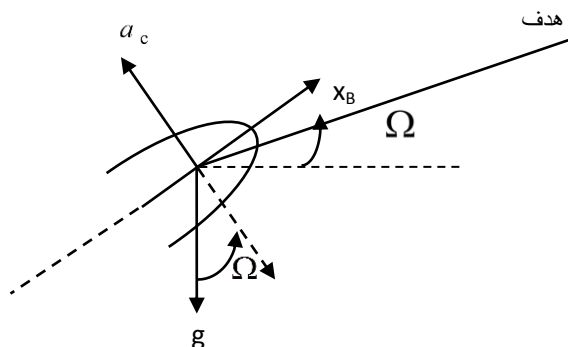
$$\mathbf{g}_{\perp LLOS}^L = (\mathbf{g}^L \cdot \mathbf{e}_{LLOS}) \mathbf{e}_{\perp LLOS} \quad (16)$$

در این رابطه،  $\mathbf{g}^L$  بردار شتاب جاذبه در دستگاه فیزیکی است که به صورت زیر بیان می شود:

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

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

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



شکل ۳: جبران شتاب جاذبه در روش هدایت تناسبی حقیقی

### ۳-۳ جبران شتاب محوری

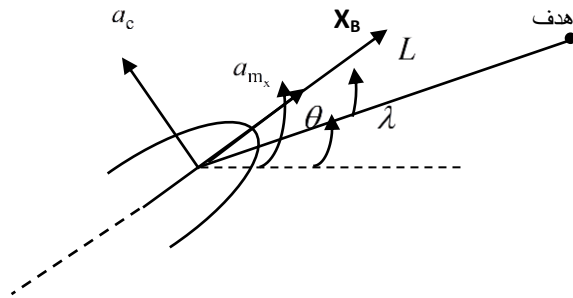
شتاب محوری وسیله هدایت‌شونده ممکن است در جهت عمود بر خط‌دید مؤلفه داشته باشد که در این صورت می‌تواند بر عملکرد حلقه هدایت تأثیر بگذارد. لذا باید اثر شتاب محوری ناشی از نیروی پیشران را در تولید فرامین شتاب لحاظ نمود. هدایت تناسبی با جبران شتاب محوری در شکل ۴ نشان داده شده است؛ برای آنکه شتاب محوری جبران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

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

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

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





شکل ۴: جبران شتاب محوری در روش هدایت تناسبی حقیقی

#### ۴. روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات

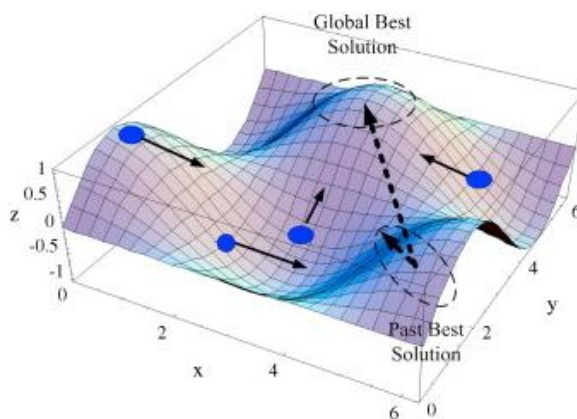
روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات در اواسط دهه ۱۹۹۰ توسط کندی و ابرهارت ابداع گردید [۱۳]. در این روش، حرکت گروهی پرندگان به‌عنوان بخشی از مطالعه اجتماعی شناختی که به پژوهش در مورد تصور هوش جمعی در جوامع زیستی می‌پردازد، شبیه‌سازی می‌شود. روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات یک الگوریتم محاسبه‌ای تکاملی مبتنی بر تکرار است و از توانایی دسته‌های پرندگان، ماهی‌ها و گله جانوران برای سازش با محیط، یافتن منابع سرشار غذایی و دوری از شکارچیان با اجرای شیوه تقسیم اطلاعات الهام گرفته است. در مرجع [۱۴]، [۱۵] و یا [۱۶] می‌توانید تاریخچه کاملی از توسعه الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات را مطالعه نمایید.

در روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات، مجموعه‌ای از جواب‌ها را به‌گونه‌ای تصادفی انتخاب می‌کنیم (گروه اولیه) تا در فضای طراحی در جهت دست یافتن به جواب بهینه بر اساس انبوهی از اطلاعات موجود در آن فضا منتشر گردد. هر ذره با دو بردار، بردار مکان و سرعت، مدل می‌شود. این ذرات، به‌گونه‌ای تکرار شونده در فضای  $m$  بعدی مسئله حرکت می‌کنند تا با محاسبه مقدار بهینگی به‌عنوان یک ملاک سنجش، گزینه‌های ممکن جدید را جستجو نمایند. بُعد فضای مسئله، برابر تعداد پارامترهای موجود در تابعی است که قرار است بهینه شود. یک حافظه به ذخیره‌ی بهترین موقعیت هر ذره در گذشته و یک حافظه به ذخیره‌ی بهترین موقعیت پیش‌آمده در میان همه‌ی ذرات، اختصاص می‌یابد. حرکت در گام‌های بعد با تجربه حاصل از این حافظه‌ها صورت می‌پذیرد. در هر بار تکرار، همه ذرات در فضای مسئله حرکت می‌کنند تا سرانجام نقطه بهینه‌ی مطلق یافت شود. ذرات، سرعت و موقعیتشان را برحسب بهترین جواب‌ها، مطلق و یا موضعی، به‌روز می‌کنند.

#### ۴-۱ مراحل اجرای الگوریتم بهینه‌سازی ذرات

الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات (شکل ۵) از آن دست الگوریتم‌های بهینه‌سازی است که بر مبنای تولید تصادفی جمعیت اولیه عمل می‌کنند. در این الگوریتم که از رفتار پرواز گروهی پرندگان یا حرکت

دسته‌جمعی ماهی‌ها الگو می‌گیرد و آن را شبیه‌سازی می‌کند، هر عضو توسط بردار سرعت و بردار موقعیت در فضای جستجو معرفی می‌گردد. در هر تکرار زمانی، موقعیت جدید ذرات با توجه به بردار سرعت فعلی آن، بهترین موقعیت یافت شده توسط آن ذره و بهترین موقعیت یافت شده توسط بهترین ذره موجود در گروه، به‌روزرسانی می‌گردد. این الگوریتم ابتدا برای پارامترهای پیوسته تعریف شده بود ولی نظر به کاربرد آن در مسائل با پارامترهای گسسته، به حالت گسسته نیز بسط داده شده است. برای الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات دودویی (BPSO) ذرات موقعیت‌هایی در فضای دودویی را نشان می‌دهند؛ مؤلفه‌های بردار مکان مقادیر ۰ یا ۱ را اتخاذ می‌کند.



شکل ۵: بهینه‌سازی ازدحام ذرات

تغییر در موقعیت ذره حکایت از تغییر در بیت‌هایش دارد. گویی ذره بر گوشه‌های دور و نزدیک خود بر یک ابر مکعب در حال حرکت است. مؤلفه‌های بردار سرعت هر ذره نیز احتمال تغییر در بیت‌ها را نشان می‌دهد. در این بخش، قسمت‌های مختلف این الگوریتم معرفی و بررسی خواهد شد.

#### ۲-۴ پارامترهای الگوریتم

در شکل ۶ سعی کرده‌ایم تا پارامترهای بهینه‌سازی ازدحام ذرات را نمایش دهیم.  $i$ -امین ذره در این فضای  $d$  - بعدی با بردار موقعیت به شکل رابطه بعد وصف می‌گردد:

$$x_i = (x_1^{(i)}, \dots, x_d^{(i)}) \quad (21)$$

بردار سرعت  $i$ -امین ذره نیز همانند بردار مکان با یک  $d$ - تایی نمایش داده می‌شود:

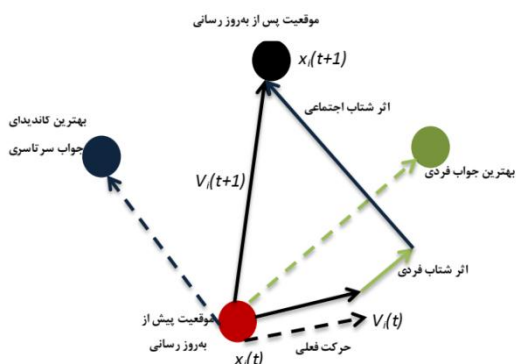
$$\mathbf{v}_i = (v_1^{(i)}, \dots, v_d^{(i)}) \quad (22)$$

بهترین موقعیتی که ذره  $i$ -ام یافته است را با معرفی می‌کنیم:

$$\mathbf{p}_i^{\text{best}} = (p_1^{(i)}, \dots, p_d^{(i)}) \quad (23)$$

و در آخر، بهترین موقعیتی که بهترین ذره در میان تمامی ذرات پیدا کرده است را با  $\mathbf{pgbest}$  توسط  $d$ -تایی زیر نمایش خواهیم داد:

$$\mathbf{p}_g^{\text{best}} = (p_1^{(g)}, \dots, p_d^{(g)}) \quad (24)$$



شکل ۶: پارامترهای بهینه‌سازی ازدحام ذرات.

#### ۳-۴ به روزرسانی بردار موقعیت و سرعت تمامی ذرات

در هر تکرار بردار موقعیت با افزودن بردار سرعت به موقعیت فعلی به روزرسانی می‌گردد:

$$\mathbf{x}_i(t+1) = \mathbf{x}_i(t) + \mathbf{v}_i(t+1) \quad (25)$$

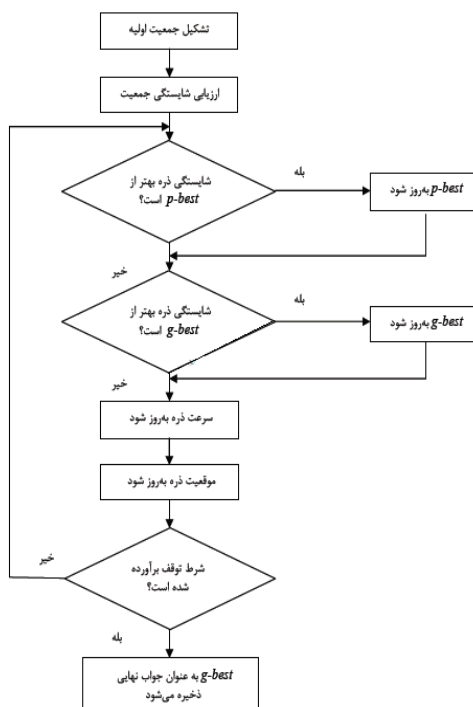
این بردار سرعت است که فرایند بهینه‌سازی را هدایت می‌کند؛ و دانش تجربی هر ذره و اطلاعات مرتبط با تبادل اجتماعی با دیگر ذرات را منعکس می‌کند. دانش تجربی هر ذره که به‌طور معمول آن را با نام «مؤلفه‌ی شناختی» می‌شناسند متناسب با فاصله‌ی هر ذره از بهترین موقعیت ثبتي برای همان ذره است. اطلاعات تبادل اجتماعی نیز با عنوان «مؤلفه‌ی اجتماعی» بردار سرعت شناخته می‌شود. به روزرسانی بردار سرعت به طریق زیر انجام می‌پذیرد:

$$\mathbf{v}_i(t+1) = w\mathbf{v}_i(t) + c_1\text{rand}_1(p_i^{\text{best}} - \mathbf{x}_i(t)) + c_2\text{rand}_2(p_g^{\text{best}} - \mathbf{x}_i(t)) \quad (26)$$

که در آن  $w$  بردار ضریب اینرسی است که میزان تأثیر بردار سرعت تکرار قبل را بر بردار سرعت فعلی نشان می‌دهد.  $c_1$  بردار ضریب ثابت مؤلفه‌ی شناختی و  $c_2$  بردار ضریب ثابت مؤلفه‌ی اجتماعی است که هر دو مؤلفه‌هایی مثبت دارند.  $rand_1$  و  $rand_2$  دو بردار تصادفی با توزیع یکنواخت در  $[0,1]^d$  می‌باشد. (منظور از ضرب بردارها در عبارت فوق، ضرب مؤلفه در مؤلفه است.) بردارهای  $w$ ،  $c_1$  و  $c_2$  با عنایت به مسئله موردنظر و با تجربه به دست می‌آیند. آنچه می‌توان به‌عنوان قانونی کل در ذهن داشت آنکه مؤلفه‌های  $w$  بایستی کمتر از یک انتخاب شوند تا الگوریتم همگرا شود، و برای عدم ایجاد نوسان در بردار سرعت، از انتخاب مقادیر منفی برای مؤلفه‌های این بردار اجتناب کرد. انتخاب  $w$  با مؤلفه‌های کوچک نیز مشکلاتی در پی دارد؛ در اکثر الگوریتم‌های بهینه‌سازی ذرات این بردار در  $[0,08,07]$  انتخاب می‌شود. مؤلفه‌های  $c_1$  و  $c_2$  نیز نبایست اعداد بزرگی باشند که به انحراف شدید ذره از مسیر صواب می‌انجامد، اغلب در الگوریتم‌های PSO این بردارها را در  $[1,15,17]$  انتخاب می‌کنند. نکته‌ای که تأکید بر آن بایسته است این‌که مقادیر فوق بهترین پیشنهادها نیستند و ممکن است در یک مسئله مقدارهای دیگر برای مؤلفه‌ها به بهبود عملکرد الگوریتم کمک دهد.

#### ۴-۴ تست هم‌گرایی

دو راهکار برای توقف الگوریتم پیشنهاد می‌گردد؛ راهکار نخست که در اغلب الگوریتم‌های بهینه‌سازی فراگیر است آن‌که در ابتدای اجرای الگوریتم تعداد تکرارها مشخص گردد و با سر آمدن این تعداد الگوریتم متوقف شود. دوم راهکار آن است که اگر در چند تکرار متوالی، برای مثال ۱۵ الی ۲۰ تکرار متوالی، تغییری در مقدار هزینه‌ی بهترین ذره رخ ندهد الگوریتم به پایان خود برسد. دیاگرام چرخشی (فلوچارت) الگوریتم بهینه‌سازی ذرات در شکل ۷ قابل مشاهده است.



شکل ۷: فلوجارت الگوریتم PSO

مقایسه بازده مبدل RF به DC ساختار پیشنهادی این تحقیق و رکتاناهای بررسی شده در تحقیقات سایر محققین در باند GSM در نمودار شکل ۱۶ نشان داده شده است. همانطور که از شکل ۱۶ دیده می شود ضریب بازدهی ساختار پیشنهادی در این مقاله حداقل ۱۲٪ بیشتر از بازده سایر آنتن های این باند می باشد. همچنین مشاهده می شود که بهترین بازده در توان بین  $-5\text{dbm}$  تا  $-10\text{dbm}$  بدست آمده است.

## ۵. شبیه سازی موشک و هدف

در این بخش، به بررسی عملکرد هدایت تناسبی حقیقی (TPN) پرداخته می شود. بدین منظور، ابتدا شبیه سازی موشک و هدف بر مبنای معادلات سینماتیک و دینامیک انجام می پذیرد. پارامترهای مربوط به اطلاعات موشک و هدف در دو جدول که در ادامه می آید، قابل مشاهده است.

جدول ۱: اطلاعات موشک

توصیف	واحد	مقدار	پارامتر
شتاب محوری	meter/sec <sup>2</sup>	0	$a_{m_x}$
سرعت اولیه موشک	meter/sec	1000	$v_m(0)$
موقعیت اولیه موشک	meter	0	$x_m(0)$
موقعیت اولیه موشک	meter	0	$y_m(0)$
ارتفاع اولیه موشک	meter	0	$z_m(0)$
زاویه اولیه پیچ موشک	deg	14	$\theta_t(0)$
زاویه اولیه سمت موشک	deg	0	$\psi_t(0)$

جدول ۲: اطلاعات هدف

توصیف	واحد	مقدار	پارامتر
شتاب هدف در راستای y	meter/sec <sup>2</sup>	0	$a_{ty}$
شتاب هدف در راستای z	meter/sec <sup>2</sup>	0	$a_{tz}$
زاویه اولیه پیچ هدف	deg	0	$\theta_t(0)$
زاویه اولیه سمت هدف	Deg	180	$\psi_t(0)$
سرعت اولیه هدف	meter/sec	300	$v_t(0)$
موقعیت اولیه هدف	meter	12000	$x_t(0)$
موقعیت اولیه هدف	meter	0	$y_t(0)$
ارتفاع اولیه هدف	meter	3000	$z_t(0)$

محاسبه زوایای پرتاب: زوایای پرتاب مناسب،  $(\psi_m(0), \theta_m(0))$ ، به‌گونه‌ای تحلیلی برای موشک استخراج 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 این رو، با توجه به تعریف مسیر برخورد، موقعیت موشک و هدف در لحظه برخورد یکسان خواهد بود. بنابراین:

$$\left\{ \begin{array}{l} x_t = V_{xt}t + x_0 \\ y_t = V_{yt}t + y_0 \\ z_t = V_{zt}t + z_0 \end{array} \right\} = \left\{ \begin{array}{l} x_m = V_{xm}t \\ y_m = V_{ym}t \\ z_m = V_{zm}t \end{array} \right\}, \quad V_{xm}^2 + V_{ym}^2 + V_{zm}^2 = V_{m\_mean}^2 \quad (27)$$

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

$$V_{zm} = 229,8133$$

$$V_{ym} = 202,8137$$

$$V_{xm} = 618,4185$$

$$\theta(0) = \tan^{-1}\left(\frac{V_{zm}}{\sqrt{V_{xm}^2 + V_{ym}^2}}\right) = 17,0882$$

$$\psi(0) = \tan^{-1}\left(\frac{V_{ym}}{V_{xm}}\right) = 20,3585$$

(۲۸)

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

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

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

$$\vec{e}_{LOS} = \frac{R_{TM}}{\|R_{TM}\|}$$

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

(۲۹)

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

$$\|V_C\| = \left| -\frac{d}{dt} \|R_{TM}\| \right| = \left| -\frac{d}{dt} \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \right| = \left| -\frac{x\dot{x} + y\dot{y} + z\dot{z}}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \right|$$

(۳۰)

## ۶. بهینه‌سازی قانون هدایت تناسبی

به منظور بهینه‌سازی پارامترهای قانون هدایت تناسبی دو نقطه موشک با استفاده از الگوریتم فرا ابتکاری بهینه‌سازی ازدحام ذرات، تابع هزینه‌ای به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$\text{cost} := 100MD + CE$$

(۳۱)

در رابطه فوق، MD فاصله از دست‌دهی و CE نشان‌دهنده تلاش کنترلی موشک است که از برابری زیر محاسبه می‌گردد:

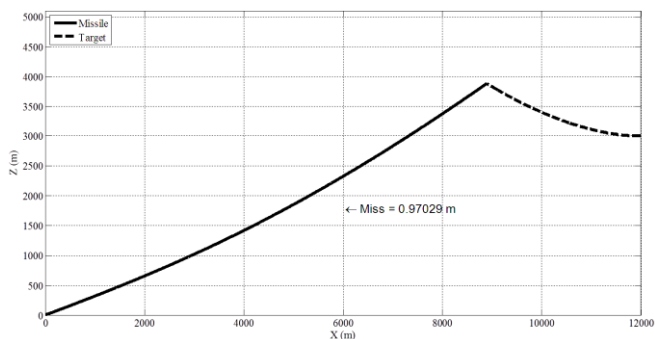
$$\int_0^{t_f} \|a_c\|^2 dt$$

(۳۲)

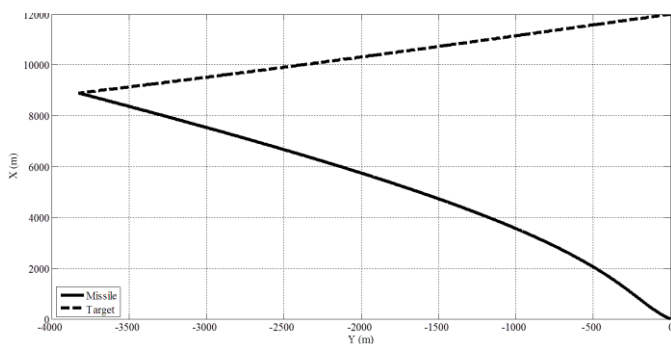
که در آن  $a_e$  بیانگر شتاب اعمالی بر موشک می‌باشد. در نهایت، نتایج الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات منجر به بهترین مقدار ثابت ناوبری تناسبی برابر با  $3/12$  می‌شود.

### ۶-۱ نتایج شبیه‌سازی هدایت دونقطه‌ای

در شبیه‌سازی هدایت دونقطه‌ای، فرامین شتاب محاسبه‌شده 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 ازدست‌دهی عمود بر خط‌دید با تلاش کنترلی صفر بر حسب زمان رسم می‌شود. همچنین، مقادیر فاصله ازدست‌دهی برابر  $0.97029$  متر و نیز تلاش کنترلی برابر  $491/24$  حاصل می‌شود.

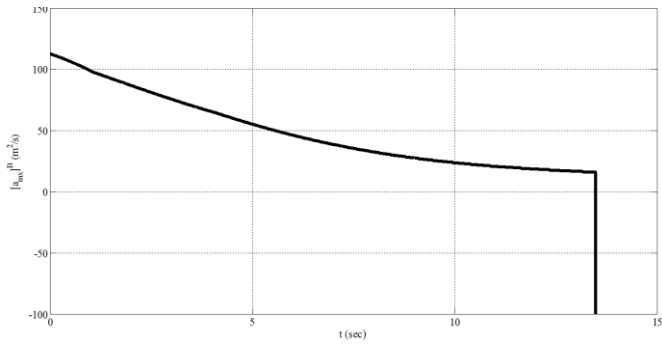


شکل ۹: مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ

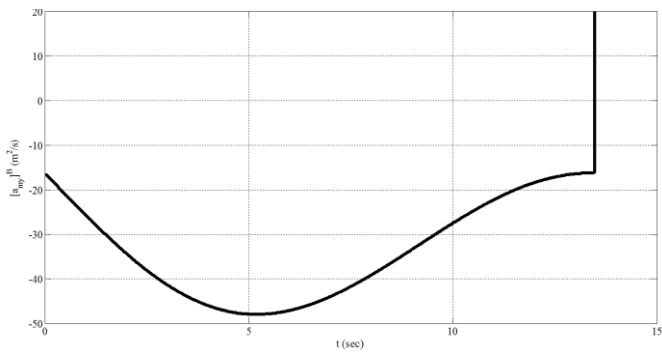


شکل ۱۰: مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX

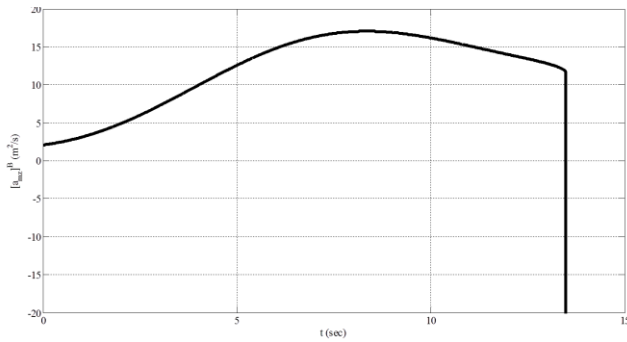




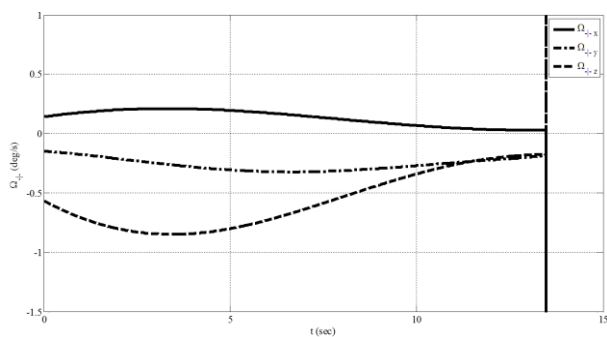
شکل ۱۱: شتاب محوری موشک



شکل ۱۲: شتاب موشک در راستای Y



شکل ۱۳: شتاب موشک در راستای Z



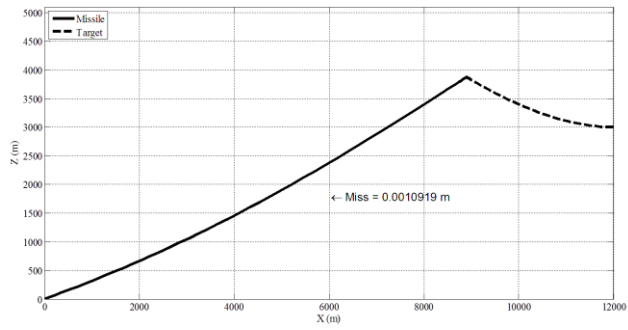
شکل ۱۴: نرخ چرخش خط دید

## ۲-۶ بررسی تأثیر شتاب محوری

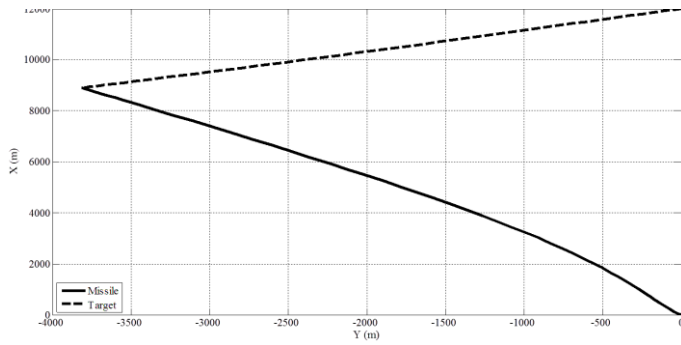
به منظور بررسی تأثیر شتاب محوری، مؤلفه شتاب محوری در راستای عمود بر خط دید به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\begin{aligned}
 [\vec{e}_{\perp LOS}]^L &= \frac{[N' \Omega_{\perp} \times V_c]^L}{\|N' \Omega_{\perp} \times V_c\|} \\
 [a_{mx}]^L &= (T^{BL})^T [a_{mx}]^B \\
 [a_{mx \perp LOS}]^L &= ([a_{mx}]^L \cdot [\vec{e}_{\perp LOS}]^L) [\vec{e}_{\perp LOS}]^L \\
 [a_c]^L &= [N' \Omega_{\perp} \times V_c]^L - [a_{mx \perp LOS}]^L
 \end{aligned} \tag{۳۳}$$

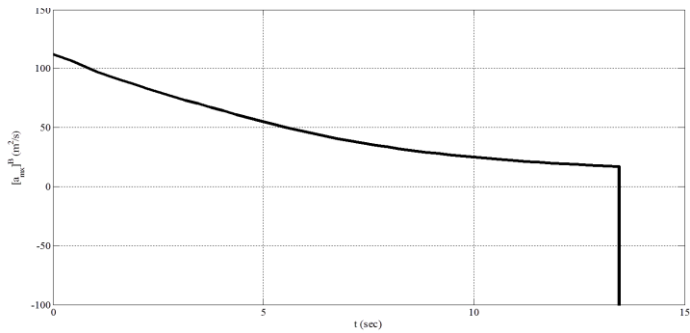
در ادامه، نتایج مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه افق و صفحه قائم، فرامین شتاب و همچنین فاصله ازدست‌دهی عمود بر خط دید با تلاش کنترلی صفر (ZEMPLOS) را برحسب زمان رسم می‌کنیم. همان‌طور که انتظار می‌رود، با جبران‌سازی تأثیر شتاب محوری موشک، تلاش کنترلی و خطای برخورد به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد. همچنین، مقادیر فاصله ازدست‌دهی برابر 000109 متر و نیز تلاش کنترلی برابر 421,94 حاصل می‌شود.



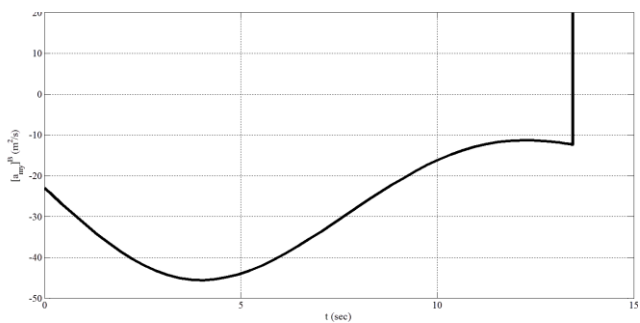
شکل ۱۵: مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ



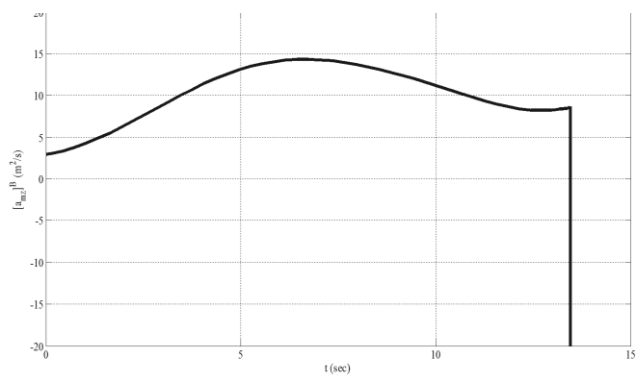
شکل ۱۶: مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX



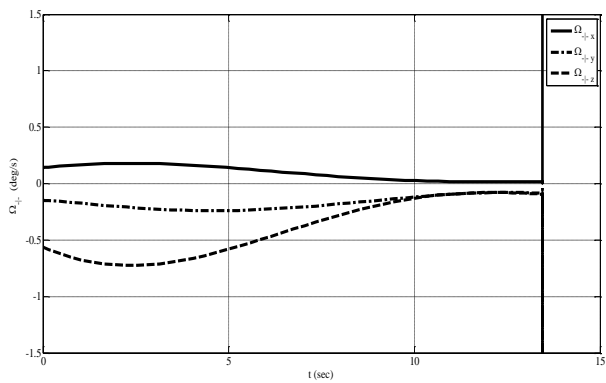
شکل ۱۷: شتاب محوری موشک



شکل ۱۸: شتاب موشک در راستای Y



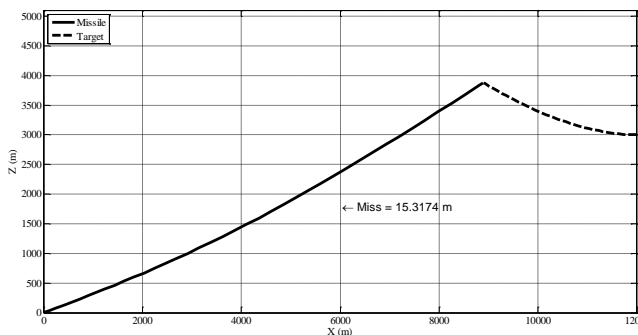
شکل ۱۹: شتاب موشک در راستای Z



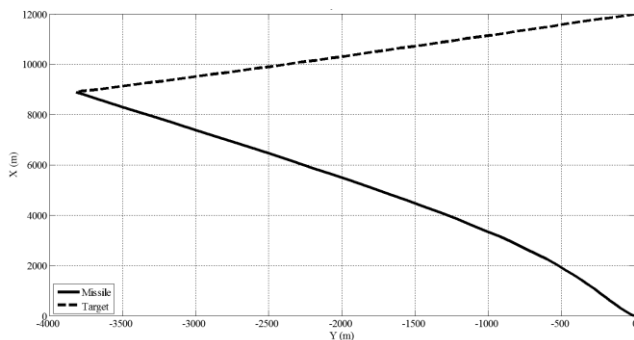
شکل ۲۰: نرخ چرخش خط دید

### ۳-۶ بررسی تأثیر بسامد به‌روزرسانی فرامین شتاب

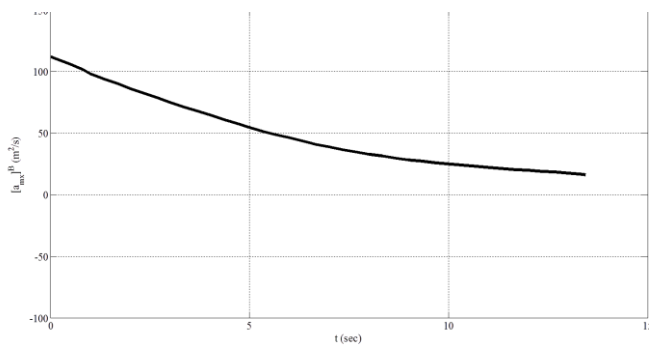
به روزرسانی فرامین شتاب با نمونه برداری از دستور هدایت در زمان های ثابت صورت می گیرد. اگر فرض شود که دستور شتاب بین دو زمان نمونه برداری ثابت باقی می ماند، نگاه می توان از گسسته سازی به روش **Zero Order Hold** استفاده کرد. از این رو، از نمونه برداری با تناوب ۱ ثانیه یا بسامد به روزرسانی ۱ هرتز استفاده می شود. به منظور بررسی تأثیر بسامد به روزرسانی فرامین شتاب، فاصله از دست دهی برحسب بسامد به روزرسانی رسم می شود. در این حالت، خطای برخورد با افزایش بسامد به روزرسانی یا کاهش زمانی تناوب نمونه برداری کاهش می یابد. همچنین، مقادیر فاصله از دست دهی برابر 15,3174 متر و نیز تلاش کنترلی برابر 437,89 حاصل می شود.



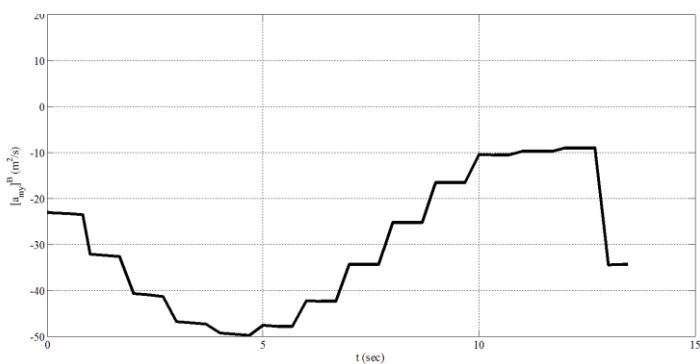
شکل ۲۱: مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ



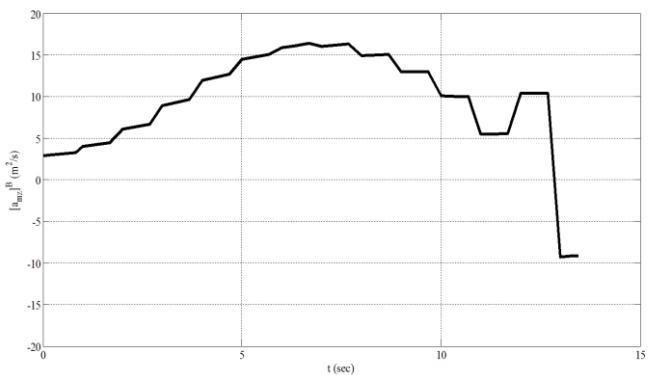
شکل ۲۲: مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX



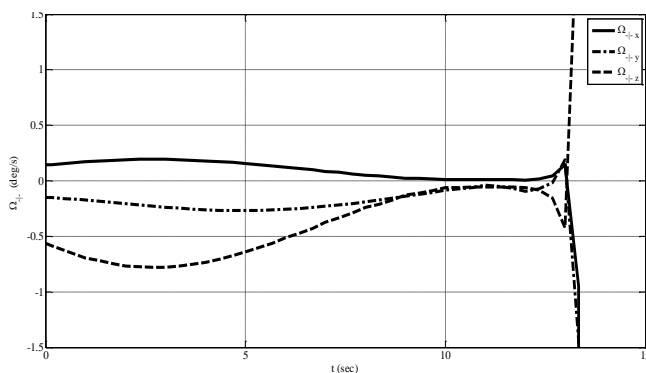
شکل ۲۳: شتاب محوری موشک



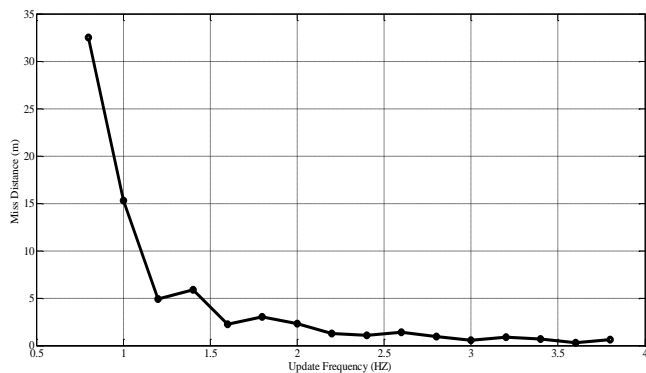
شکل ۲۴: شتاب موشک در راستای Y



شکل ۲۵: شتاب موشک در راستای Z



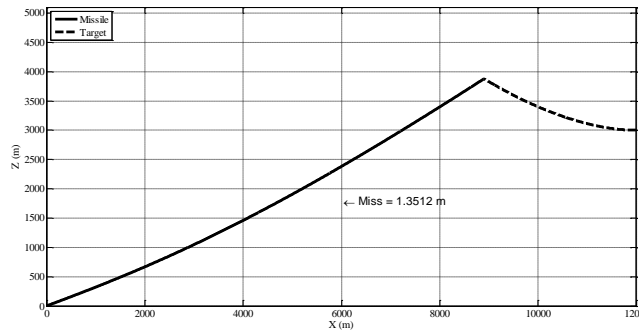
شکل ۲۶: نرخ چرخش خط دید



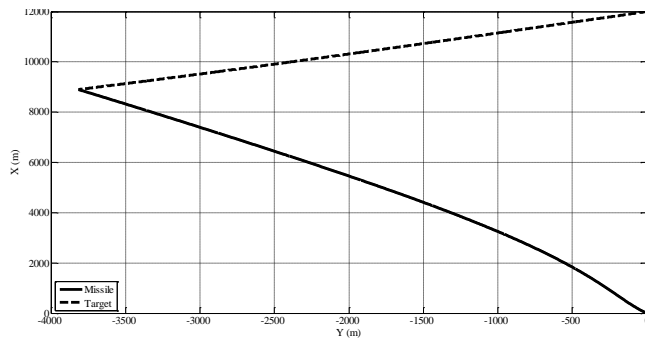
شکل ۲۷: خطای برخورد برحسب فرکانس به روزرسانی دستور هدایت

#### ۴-۶ بررسی برد کورشدن جستجوگر

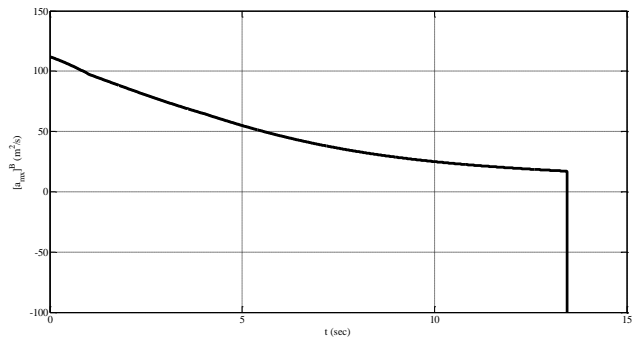
برای بررسی تأثیر حداقل برد (برد کورشدن) جستجوگر کافی است در مسیر سیگنال نرخ چرخش خط دید ( $\Omega_{\perp}$ ) که خروجی جستجوگر می باشد، شرطی قرار داد که اگر اندازه بردار فاصله نسبی ( $R_{TM}$ ) از حداقل برد جستجوگر کمتر شد، زیرسیستم آخرین مقدار ثبت شده از نرخ چرخش خط دید را به عنوان سیگنال خروجی بدهد. برای این کار از بلوک **enable** استفاده می شود. در این صورت، اگر حداقل برد جستجوگر ۶ متر باشد. تلاش کنترلی و خطای برخورد افزایش می یابد. همچنین، مقادیر فاصله از دست دهی برابر 1,3512 متر و نیز تلاش کنترلی برابر 425,13 حاصل می شود.



شکل ۲۸: مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه XZ

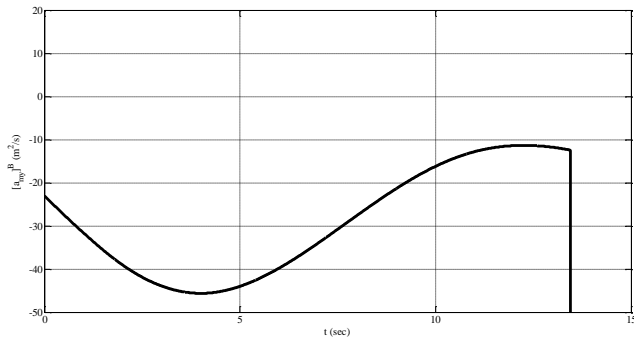


شکل ۲۹: مسیر حرکت موشک و هدف در صفحه YX

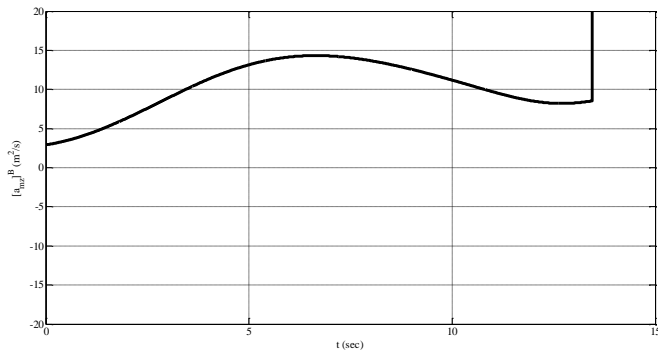


شکل ۳۰: شتاب محوری موشک

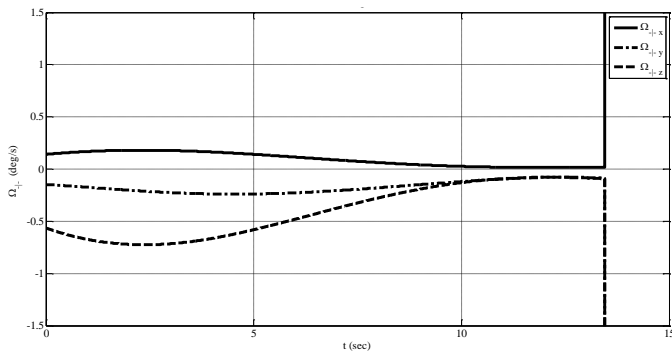




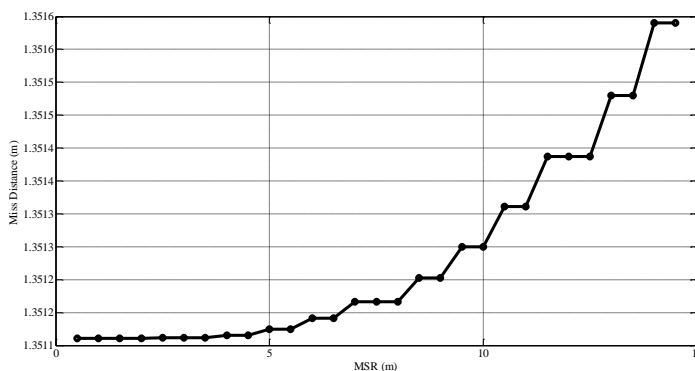
شکل ۳۱: شتاب موشک در راستای Y



شکل ۳۲: شتاب موشک در راستای Z



شکل ۳۳: نرخ چرخش خط دید



شکل ۳۴: خطای برخورد بر حسب حداقل برد جستجوگر

## ۷. نتیجه‌گیری

در این مقاله، بهینه‌سازی قانون هدایت تناسبی دونقطه‌ای موشک بر مبنای الگوریتم فرا ابتکاری ازدحام ذرات انجام شد. لذا، شبیه‌سازی معادلات جرم نقطه‌ای پنج درجه آزادی پرنده‌های موشک و هدف و نیز قانون هدایت تناسبی به‌منظور رهگیری هدف توسط موشک انجام شد. در این مطالعه نتایج نشان دادند 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 کمینه‌تر از حالت بدون جبران حاصل می‌شوند.

## ۸. منابع

- [1] G. M. Siouris, "Missile Guidance and Control Systems", Springer, November, 2003.
- [2] T. Kuroda, and F. Imado, "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] M. A. Massoumnia, "Optimal Midcourse Guidance Law for Fixed-Interval Propulsive Manuevers", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 18, No.3, May-June 1995.
- [4] B. Newman, "Strategic Intercept Midcourse Guidance Using Modified Zero Effort Miss Steering", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 19, No.1, January-February 1996.
- [5] P. Zarchan, "Midcourse Guidance Strategic for Exoatmospheric Intercept", Defense Technical Information Center, 1998.
- [6] P. Zarchan, "Tactical and Strategic Missile Guidance", 4th Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

- [7] D. Karataban, "Missile System Design and Optimization Integrated with System Engineering Methodologist", PhD diss., Middle East Technical University, 2019.
- [8] G. H. Moon, M. J. Tahk, and J. Son, "Generalized Polynomial Guidance for Terminal Velocity Control of Tactical Ballistic Missiles", *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2020.
- [9] G. Brian, R. Furfaro, and R. Linares, "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] R. Chai, A. Savvaris, and S. Chai, "Integrated Missile Guidance and Control using Optimization-based Predictive Control", *Nonlinear Dynamics*, 96(2), 997-1015, 2019.
- [11] Z. Wu, Y. Fang, and W. Fu, "Cooperative Optimal Mid-course Guidance Laws with Parameter Optimization", In *2020 39th Chinese Control Conference (CCC)*, pp. 3403-3408, IEEE, 2020.
- [12] H. In-Joong, and S. Chong, "Design of a CLOS Guidance Law via Feedback Linearization", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 28.1, p.p 51-63, 1992.
- [13] J. Kennedy, and R. Eberhart, "Particle swarm optimization", In *Proceedings of ICNN'95 - International Conference on Neural Networks*, volume 4, pages 1942–1948, Nov 1995.
- [14] A. P. Engelbrecht, *Fundamentals of Computational Swarm Intelligence*, Wiley, 2005.
- [15] A. P. Engelbrecht, *Computational Intelligence: An Introduction*, Wiley, 2007.