نشریه علمی- پژوهشی مهندسی هوانوردی
سال بیست و دوم، شماره اول، بهار و تابستان ۹۹

بهینه سازی هدایت فاز میانی یک پرتابه با استفاده از الگوریتم حرکت توده ذرات

رضا زردشتی*[۱]، مصطفی علی الهی[۱]
۱- دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا
(دریافت مقاله: ۱۳۹۸/۰۲/۳۰ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۰/۲۳)

چکیده

در این مقاله، به مسئله هدایت در فاز میانی پرواز یک پرتابه با هدف تامین الزامات و محدودیتهای ورود به فاز آشیانه‌یابی آن پرداخته شده است. این الزامات و محدودیتها معمولا برای سیستمهای ارزان‌قیمت که ملزم به افزایش برد خود شده‌اند بوجود می‌آید و شامل میدان دید، زاویه تقدم (زاویه دید) و زاویه پروازی (زاویه برخورد) پرتابه در کنار میزان تلاش کنترلی حاصله در فاز میانی است. بدیهی است که درصورت تحقق الزامات مزبور، میزان موفقیت ماموریت پرتابه افزایش می‌یابد. لذا با توجه به اهمیت مسئله و علیرغم کارهای متنوع و پراکنده‌ای که تاکنون انجام شده، در این تحقیق، ابتدا مسئله بهینه سازی هدایت فاز میانی پرتابه براساس تابع عملکرد متشکل از معیار تلاش کنترلی و همچنین مقادیر نهایی زاویه تقدم و زاویه پروازی در فاز میانی بعنوان توابع جریمه تعریف شده است. سپس با استفاده از الگوریتم بهینه سازی توده ذرات، فرامین شتاب بهینه تولید شده است. نتایج حاصل از شبیه سازی که با روش دیگر مقایسه گردیده، نشان از عملکرد مناسب الگوریتم مربوطه و قابلیت آن برای حل مدلهای پیچیده تر دارد.

واژه‌های کلیدی: *طراحی هدایت بهینه، فاز میانی، افزایش دقت، الگوریتم حرکت توده ذرات، تلاش کنترلی، زاویه دید، زاویه مسیر پرواز*

MIDCOURSE GUIDANCE A PROJECTILE OPTIMIZATION USING PARTICLE SWARM ALGORITHM

Reza Zardashti and Mustafa Elahi

Abstract

In this paper, the problem of guidance in the mid-course of a projectile flight has been addressed to meet the requirements and limitations of the homing phase. These requirements and constraints are usually for low cost systems that are required to increase their range, including the angle of priority (angle of view) and the flight path angle (the angle of impact) of the projectile along with the amount of control effort obtained in the mid-course. Obviously, if these requirements are met, the success of the projectile mission will increase. Therefore, considering the importance of the problem and despite the various and scattered works that have been done so far, in this research, first the mid-course guidance optimization problem of the projectile based on a performance function consisting of the control effort criterion, and also the final values of view angle and flight angle in the mid-course is defined as the penalty functions, respectively. Then, using the particle swarm optimization algorithm, optimal acceleration commands are generated. The simulation results compared with other methods show the proper functioning of the algorithm and its ability to solve more complex models.

Key words: *Guidance Design, Mid-Course Guidance, increase the accuracy, particle swarm optimization algorithm, control effort, lead angle, flight path angle*

رضا زردشتی، پست الکترونیک: rezazardashti@dena.kntu.ac.ir

مقدمه

فاز میانی پرواز یک پرتابه هوا به زمین، بازه زمانی پرتاب تا لحظه نشانه‌روی جستجوگر پرتابه بر روی هدف می باشد. فاز میانی طولانی ترین مرحله از پرواز است و هدف عمده این فاز شامل حرکت روی یک مسیر بهینه و مقید به منظور کاهش تلاش کنترلی و رساندن وسیله به شرایط مورد نیاز فاز نهایی است.

سیستم های ارزان‌قیمت مانند پرتابه های کوتاه برد که از جستجوگر متصل به بدنه در فاز نهایی استفاده می‌کنند، دارای میدان دید (زاویه تقدم) کمتری نسبت به یک جستجوگر نوع گیمبالی هستند. به این دلیل محدودیت میدان دید و از طرفی، محدودیت برد عملیاتی آنها، احتمال خارج شدن هدف از میدان دید جستجوگر و درنتیجه از دست دادن هدف و شکست ماموریت وجود دارد. لذا قانون هدایت در فاز میانی با اعمال قید میدان دید برای یک پرتابه تعریف می شود به گونه ای که در لحظه خروج از فاز میانی و ورود به فاز پایانی پرتابه، هدف در میدان دید جستجوگر پرتابه قرار گیرد. با این تعریف، فرآیند نشانه‌روی بر روی هدف بعد از حصول زاویه دید نهایی مورد نظر با میدان دید محدود انجام خواهدشد.

لذا مهمترین شرط موردنیاز فاز نهایی، رساندن پرتابه به محدوده میدان دید جستجوگر جهت دیده شدن هدف می‌باشد و وظیفه اصلی هدایت فاز میانی، هدایت پرتابه به گونه‌ای است که پرتابه در لحظه شروع هدایت فاز نهایی در شرایط مطلوبی از نظر انرژی و هندسه درگیری باشد. در اینجا منظور از شرایط مطلوب هندسه درگیری یعنی رسیدن به شرایط قابل قبول در جهت بردار سرعت پرتابه و همچنین جهت بردار خط دید پرتابه به سمت هدف می باشد. تامین این شرایط منجر به موفقیت هر چه بیشتر هدایت فاز میانی در کاهش خطای برخورد می شود.

تحقیقات متعددی در موضوع طراحی هدایت برای فاز میانی پرتابه ها انجام شده است؛ در سال ۲۰۱۶ آقای یانگ و همکارش، پژوهشی با عنوان "طراحی یک قانون هدایت حرکت گروهی ذرات اصلاح شده بر اساس ارزیابی تغییرات خط دید" انجام داده است[۱]. در این پژوهش با استفاده از الگوریتم حرکت گروهی ذرات، به طراحی قانون هدایت پرداخته شده و کاهش تغییرات خط دید افقی و عمودی به عنوان تابع هدف در نظر گرفته شده است. در سال ۲۰۱۵ آقای پارک مقاله ای را با عنوان "هدایت بهینه زاویه برخورد با حالت قفل کردن جستجوگر" ارائه داده است[۲]. در این مقاله، براساس کنترل بهینه، قانون هدایت بهینه برای فاز میانی و پایانی با محدود کردن دو زاویه مسیر پرواز و زاویه دید برای یک جستجوگر چسبیده به بدنه ارائه شده است. در سال ۲۰۱۳ آقای چاین پژوهشی با عنوان "طراحی الگوریتم هدایت موشک با استفاده از حرکت گروهی ذرات" انجام داده است[۳]. در این پژوهش به طراحی الگوریتم هدایت با استفاده از الگوریتم بهینه ساز حرکت گروهی ذرات پرداخته و با تولید شتاب بهینه به یک هدایت بهینه رسیده است و در پایان سه حالت مختلف پروازی را مورد مقایسه قرار داده است. نتایج، موفقیت برنامه الگوریتم حرکت گروهی ذرات در مسائل مربوط به هدایت را نشان می دهد. در سال ۲۰۱۳ پژوهشی با عنوان "قانون هدایت فاز میانی با محدود کردن زوایای مسیر پرواز و تقدم برای رسیدن به سطح دایره ای هدف" توسط دکتر بیانگ صورت گرفته که در آن قانون هدایت بهینه برای فاز میانی با استفاده از کنترل بهینه با محدود کردن زوایای مسیر پرواز و تقدم در قالب تابع هزینه با استفاده از یک بهره برای رسیدن به یک محدوده مشخص به عنوان اهداف تحقیق مورد بررسی قرار گرفت[۴]. در سال ۲۰۱۳ آقای دیوادی پژوهشی با عنوان "هدایت بهینه فاز میانی با محدود کردن زاویه تقدم" انجام داده است[۵]. در این پژوهش با محدود کردن زاویه تقدم برای یک جستجوگر به یک قانون هدایت بهینه برای فاز میانی دست یافته است. در سال ۲۰۱۳ آقای لبید حسن با راهنمایی دکتر سید حسین ساداتی پژوهشی با عنوان "یک قانون جدید هدایت منطق فازی بهینه زمان متغیر با استفاده از حرکت گروهی ذرات" انجام داده است[۶]. در این پژوهش یک قانون جدید هدایت مبتنی بر منطق فازی بهینه زمان متغیر ارائه شده و با استفاده از الگوریتم بهینه ساز حرکت گروهی ذرات و ایجاد تابع هزینه وزن دار، تلاش کنترلی و خطای فاصله را کاهش داده و قانون هدایتی را بهینه می کند. در سال ۲۰۱۲ آقای پارک مجدداً پژوهشی با عنوان "قانون هدایت بهینه زاویه برخورد با محدود کردن میدان دید جستجوگر " انجام داده است[۷]. در این پژوهش یک قانون هدایت بهینه برای دوحالت با محدودیت میدان دید و بدون محدودیت میدان دید برای یک جستجوگر

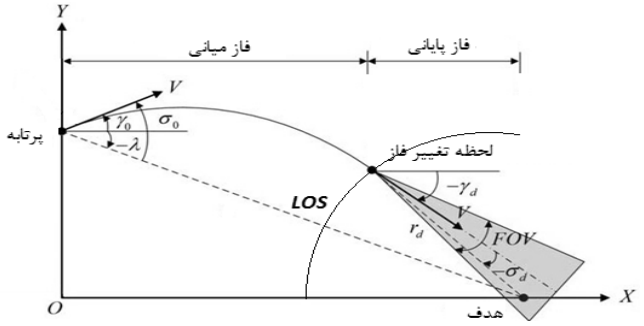
چسبیده به بدنه ارائه شده است. در سال ۲۰۰۲ آقای اولمیر پژوهشی با عنوان " قانون هدایت بهینه فاز میانی با استفاده از شبکه عصبی" انجام داده است که در این پژوهش یک قانون هدایت بهینه برای فاز میانی با استفاده از شبکه عصبی ارائه می دهد[۸]. در سال ۱۳۹۴ آقای رسول حسامی رستمی و همکاران، پژوهشی با عنوان" طراحی مسیر بهینه فاز میانی موشک زمین به هوا با استفاده از الگوریتم های ژنتیک و حرکت گروهی ذرات" انجام داده اند. در این مقاله یا تحقیق به طراحی بهینه مسیر با استفاده از الگوریتم های بهینه سازی (ابتکاری یا فرا ابتکاری و...) منجر شده است[۹].

در این مقاله، مسئله هدایت در فاز میانی پرواز یک پرتابه براساس تامین محدودیتهای ورود به فاز نهایی آن یعنی میدان دید، زاویه تقدم (زاویه دید) و زاویه مسیر پروازی (زاویه برخورد) پرتابه در کنار تلاش کنترلی در فاز میانی پرتابه هایی که افزایش برد داشته اند توسعه یافته که درصورت تحقق آنها، میزان موفقیت ماموریت پرتابه افزایش می‌یابد. برای این منظور، الگوریتم بهینه‌ساز حرکت گروهی ذرات نیز مد نظر قرار گرفته تا هر مرتبه پیچیدگی در مدل ریاضی مسئله، بتواند جواب بهینه را کسب نماید.

براین اساس، مقاله شامل پنج بخش می‌باشد که تا اینجا مقدمه و ادبیات موضوع ارائه شد. در بخش دوم مدل ریاضی معادلات حرکت براساس این فرض که هدف به آرامی حرکت می کند (که می توان هدف را ثابت در نظر گرفت) ارائه شده و در بخش سوم با استفاده از این معادلات و در نظر گرفتن محدودیت ها، تابع هزینه برای طراحی قانون هدایت فاز میانی پرتابه ارائه شده است. در بخش چهارم، فرمان هدایت بهینه با استفاده از حرکت توده ذرات استخراج شده و نهایتاً در بخش پنجم شبیه سازی عددی انجام شده است. جمع بندی و نتیجه گیری در بخش ششم ارائه شده است.

مدل ریاضی حرکت

شکل ۱، پروفیل پروازی پرتابه هوابرد در فازهای میانی و نهایی آن همراه با مرز بین دو فاز را نشان می دهد.



شکل ۱- هندسه درگیری

مطابق شکل و براساس پارامترهای پروازی تعریف شده، معادلات حرکت جرم نقطه ای پرتابه در صفحه قائم به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\dot{V} = \frac{(T - D)}{m} - g.\sin\gamma \qquad (۱)$$

$$\dot{r} = -V\cos\sigma, r(0) = r_0, r(t_f) = r_d \qquad (۲)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{a}{V}, \gamma(0) = \gamma_0, \gamma(t_f) = \gamma_d \qquad (۳)$$

$$\dot{\lambda} = -\frac{V\sin\sigma}{V}, \lambda(0) = \lambda_0, \lambda(t_f) = \lambda_d \qquad (۴)$$

$$\dot{\sigma} = \dot{\gamma} - \dot{\lambda} = \frac{a}{V} + \frac{V\sin\sigma}{V}, \sigma(0) = \sigma_0, \sigma(t_f) = \sigma_d \qquad (۵)$$

که در آن، V سرعت پرتابه، r فاصله خط دید پرتابه و هدف، σ زاویه تقدم (زاویه دید)، γ زاویه مسیر پرواز، λ زاویه خط دید و a شتاب دستوری عمود بر بردار سرعت می باشد. اندیس d نیز اشاره به مقادیر موردنیاز برای انتهای فاز میانی و ورود به فاز آشیانه‌یابی دارد. لذا بردار $X = [V \quad r \quad \gamma \quad \lambda \quad \sigma]^T$ بعنوان بردار حالت و شتاب a بعنوان ورودی سیستم دینامیکی تعریف می‌شوند.

هدایت فاز میانی پرتابه

در این بخش قوانین هدایت با حالت قفل کردن جستجوگر به منظور رسیدن به مقادیر نهایی (خواسته شده) در انتهای فاز میانی به همراه مینیمم کردن انرژی تلاش کنترلی در قالب تابع هزینه تعریف می شود. شرایط نهایی فاز میانی شامل محدودیت های فیزیکی جستجوگر مانند محدودیت میدان دید (FOV) و محدوده تشخیص که اگر شرایط پایانی با محدودیت زاویه ای

موثر باشد می توان از این قانون برای فاز پایانی نیز استفاده کرد. هرگاه فاصله نسبی و زاویه دید به فاصله ای مناسب از هدف برسند جستجوگر می تواند بر روی هدف قفل کند،

بنابراین می توان در لحظه انتقال از فاز میانی به فاز پایانی وضعیت (حالت) قفل کردن را به صورت زیر تعریف کرد:

$$r(t=t_s) \le r_{see\,\ker} \qquad (۶)$$

$$\sigma(t=t_s) \le FOV/2 \qquad (۷)$$

t_s زمان تغییر فاز و $r_{see\,\ker}$ به عنوان شعاع میدان دید جستجوگر تعریف می شود. زاویه دید حاشیه ای به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\sigma_{margin} = FOV/2 - |\sigma(r_d)| \qquad (۸)$$

برای ماکزیمم کردن زاویه دید حاشیه ای، باید σ_d به سمت صفر میل کند[۲].

برای مسئله بهینه سازی باید تابع هزینه تعریف شود. در مراجع مختلف تابع هزینه های مختلفی استفاده شده است. در بعضی مراجع، برد پرتابه و در مراجعی زمان پرواز پرتابه، در مراجعی معیار پارامترهای نهایی و در مراجعی تلاش کنترلی پرتابه یا انرژی انتهایی پرتابه و یا ترکیب انرژی انتهایی و زمان پرواز به عنوان تابع هزینه در نظر گرفته شده است. دراین پروژه ترکیب تلاش کنترلی و معیار پارامترهای نهایی در فاز میانی به عنوان جملات جریمه در تابع هزینه در نظر گرفته می شود. بنابراین با درنظر گرفته فرم عمومی تابع هزینه بصورت زیر:

$$J = \varphi\left[X(t_f), t_f\right] + \int_0^{t_f} L\left[X(t), u(t), t\right]dt \qquad (۹)$$

$$\dot{\chi} = f\left[X(t), u(t), t\right], X(t_0) = X_0 \qquad (۱۰)$$

می توان تابع هزینه وزن‌دار را به صورت کلی زیر در نظر گرفت:

$$J(t) = \left[k_1\left(\sigma(t)-\sigma_d\right)^2 + k_2\left(\gamma(t)-\gamma_d\right)^2\right] + \frac{1}{2}\int_{t_0}^{t_f} k_3 a^2 dt \qquad (۱۱)$$

تابع هزینه مزبور حاوی دو بخش اصلی است. بخش اول آن جملات توابع جریمه برای تامین مقادیر موردنیاز زوایای دید و مسیر پروازی در انتهای فاز میانی است و k_1 و k_2 ضرایب وزنی مربوطه می‌باشند. بخش دوم نیز انتگرال تلاش کنترلی شتاب است و k_3 ضریب وزنی آن می باشد. با انتخاب مناسب ضرایب مربوطه و قیود حاکم بر مسئله (معادلات حرکت و شرایط مرزی)، می‌توان با استخراج فرمان شتاب بهینه، مسیر بهینه پرتابه را در فاز میانی حاصل نمود.

بهینه سازی هدایت با استفاده از الگوریتم حرکت توده ذرات

ایده اصلی الگوریتم حرکت توده ذرات این است که افراد (ذرات) از تجربیات خود یاد می گیرند و همچنین از رفتار موفق ترین فرد جمعیت، تقلید می شود. در حرکت توده ذرات، هر ذره یک راه حل برای مسئله می باشد[۶]. تمام پاسخ های موجود دارای یک مقدار شایستگی هستند که آن را از روی تابع شایستگی تعریف شده برای مسئله بدست می آورند. هدف این تکنیک یافتن محلی است که دارای بهترین مقدار شایستگی در فضای مسئله باشد[۹]. این مقدار شایستگی در جهت و سرعت حرکت این ذرات (پاسخهای مسئله) به سمت محل غذا (پاسخ بهینه) تاثیر مستقیم دارد[۳]. در اینجا تعداد ذرات با n مشخص شده است. هر ذره بین ۱ تا n یک راه حل ممکن برای بهینه سازی مساله در دست را نشان می دهد و با بردار موقعیت Q_i در فضای جستجو توصیف می شود. بردار سرعت ذره i ام توسط V_i نشان داده می شود که معمولا به سمت $V_{\max}$ تعیین شده می‌رود. هر ذره، موقعیت خود را بصورت متوالی به سمت موقعیت بهینه سراسری براساس دو عامل تنظیم می‌کند: ۱- بهترین موقعیت محلی ملاقات شده توسط خود ذره که با $Pbest_i$ نمایش داده می‌شود و ۲- بهترین موقعیت مشاهده شده توسط گروه ذرات که با $Gbest_j$ نشان داده می‌شود (بهترین موقعیتی که تمام ذرات تاکنون اختیار کرده اند). ذرات مزبور در فضای جستجو مطابق تعداد تکرارهای مورد نظر حرکت می‌کنند. Q_i با حالت های اولیه از معادلات دینامیکی برای هر بازه ی زمانی بصورت زیر بروز رسانی می شود.

$$w = w_1 + (w_1 - w_0)\frac{j}{j_{\max}} \qquad (۱۲)$$

$$v_i^{new} = w v_i^{old} + c_1 rand_1\left(Pbest_i - Q_i^{old}\right) + c_2 rand_2\left(Gbest_j - Q_i^{old}\right) \qquad (۱۳)$$

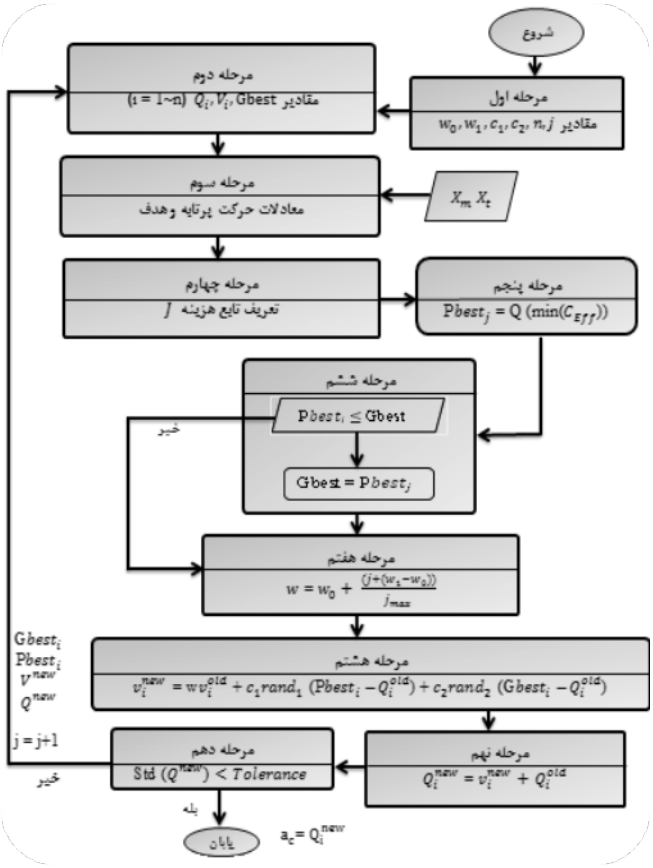
$$Q_i^{new} = v_i^{new} + Q_i^{old} \qquad (۱۴)$$

که در آن، c_1 و c_2 ثوابتی هستند که به ترتیب پارامترهای شناخت فردی و شناخت اجتماعی نامیده می‌شوند. انتخاب مقدار مناسب برای این پارامترها منجر به تسریع همگرایی

الگوریتم و جلوگیری از همگرایی زودرس در بهینه های محلی می‌گردد. عموماً برای ثوابت مزبور، شرط $c_1+c_2 \leq 4$ برقرار است. ضریب w نیز اینرسی وزنی است و به منظور کنترل تاثیر سوابق سرعت های پیشین بر سرعت های جاری مورد استفاده قرار می‌گیرد. عموماً رابطه ۱۲ برای ضریب مزبور استفاده می‌شود به گونه‌ای که به ازای هر تکرار j ، مقدار آن از w_1 تغییر نموده تا اینکه در آخرین تکرار، به w_0 برسد.

در اینجا الگوریتم هدایت بهینه فاز میانی براساس حرکت توده ذرات برای جستجوی سریع فرمان هدایت در یک دوره کوتاه با استفاده از مدل جرم نقطه ای (دو بعدی) برای یک پرتابه ارائه می شود. فرمان هدایت شتاب (a^c) توسط بردار به‌روزرسانی شده موقعیت Q_i حاصل می‌شود. متعاقبا می توان رفتار پرتابه در موقعیت ذره i ام را به وسیله حل معادلات دینامیکی آن در مدت یک سیکل کوتاه تعریف شده پیش بینی نمود.

این الگوریتم هدایت بهینه حرکت توده ذرات برای شروع با انبوهی از ذرات (بین ۴۰ تا ۴۰۰ ذره) طراحی شده است که در آن ذرات اولیه به صورت تصادفی در فضای حل فرمان هدایت و کاهش تلاش کنترلی به عنوان تابع هدف در نظر گرفته می شود. با توجه به شرایط اولیه پرتابه و هدف، ذرات تمایل دسته جمعی به سمت یک بهینه کلی با چندین تکرار دارند که این الگوریتم حرکت توده ذرات همانطور به تعداد تکرار خود ادامه می دهد تا به بهینه کلی برسد. در پایان نشان داده می شود که عملکرد حرکت توده ذرات در زمان اجرا، تلاش کنترلی و خطای برخورد را کاهش و قابلیت برخورد به هدف را افزایش می دهد. در اینجا ذرات با یک توزیع تصادفی در فضای حل فرمان هدایت تنظیم می شوند. درصورتیکه الگوریتم حرکت توده ذرات بتواند کار کند (با همگرایی به سمت نقطه بهینه در پایان اجرا)، وارد حلقه شبیه سازی شده که درنهایت با تولید شتاب بهینه و قرار دادن آن در معادلات حرکت در هر گام حلقه، سناریوی پروازی به اجرا در آمده و به سمت هدف رهنمون می شود. الگوریتم مبتنی حرکت توده ذرات جهت حصول فرمان شتاب به صورت نمودار بلوکی در شکل ۲ نشان داده شده است:



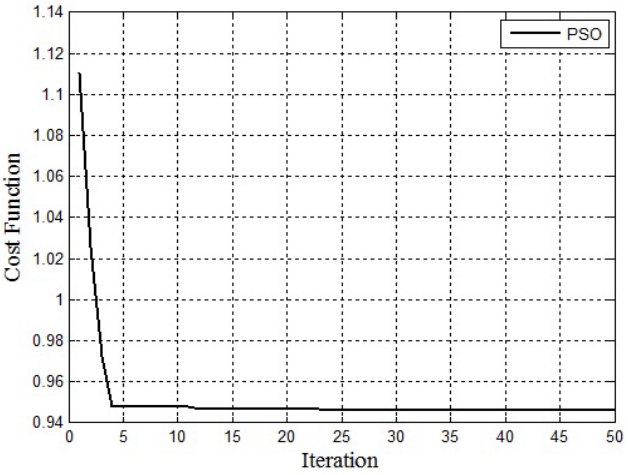
شکل ۲- الگوریتم حرکت توده ذرات

پارامترهای الگوریتم حرکت دسته جمعی ذرات به صورت جدول ۱ برای این تحقیق در نظر گرفته شده است. شایان ذکر است که پارامترهای مزبور براساس سعی و خطا و پس از آزمونهای شبیه سازی و تجربیات نویسندگان ارائه شده است.

جدول ۱- مقادیر پارامترهای الگوریتم

پارامترهای اولیه	مقادیر
تعداد ذرات	n= ۱۰
تعداد تکرار	j_{max}= ۵۰
ضرایب اینرسی	w_0 = ۰ , w_1=۱
ضرایب یادگیری	c_1 =۲ , c_2= ۴ + c_1

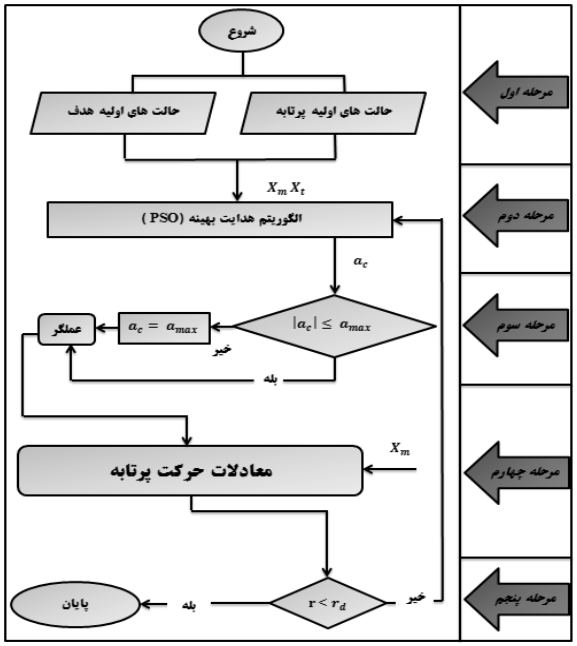
مقدار کمینه تابع هزینه با استفاده از الگوریتم ذرات و نتایج حاصل از آن بر مقادیر پارامترهای الگوریتم تاثیر می گذارد و نمایش همگرایی آن برای یکی از زمانها، در شکل (۳) آمده است:



شکل ۳- همگرایی تغییرات تابع هزینه بر حسب تعداد تکرار

شکل مزبور نشان می دهد که با توجه به پارامترهای قرار داده شده برای الگوریتم بعد از ۵ تکرار همگرا شده و بعد از ۲۳ تکرار، خطای موردنظر به تولرانس 10^{-4} می‌رسد.

بعد از بدست آوردن فرمان شتاب بهینه با استفاده از الگوریتم بهینه سازی حرکت توده ذرات، برای قراردادن در معادلات حرکت و بستن حلقه هدایت پرنده، الگوریتم هدایت فاز میانی هدایت به صورت شکل ۴ پیاده سازی می شود :



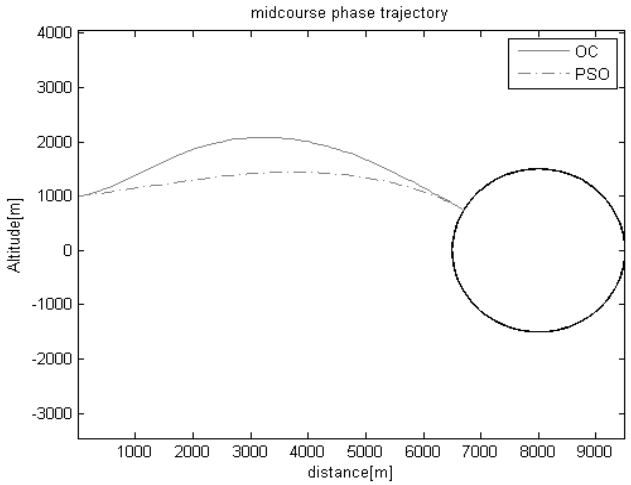
شکل ۴- الگوریتم هدایت فاز میانی

شبیه سازی عددی

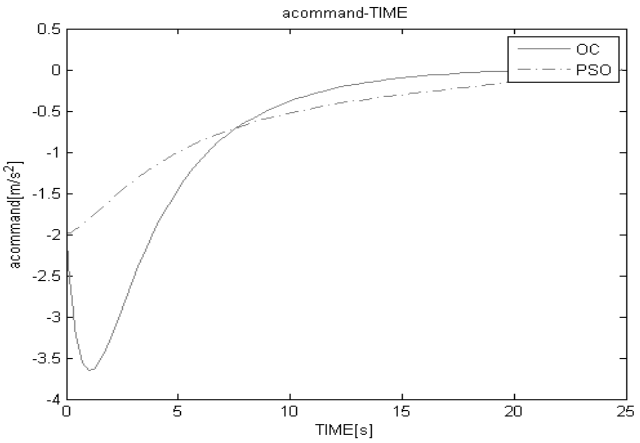
جهت تایید عملکرد قانون هدایت پیشنهادی، شبیه سازی عددی انجام شده است. همچنین به منظور مقایسه و بررسی نتایج حاصله، با روش مبتنی بر کنترل بهینه که در مرجع [۷] ارائه شده مقایسه صورت گرفته است. پارامترهای مورد نیاز شبیه سازی به صورت جدول شماره ۲ ارائه شده اند:

جدول ۲ - پارامترهای شبیه سازی

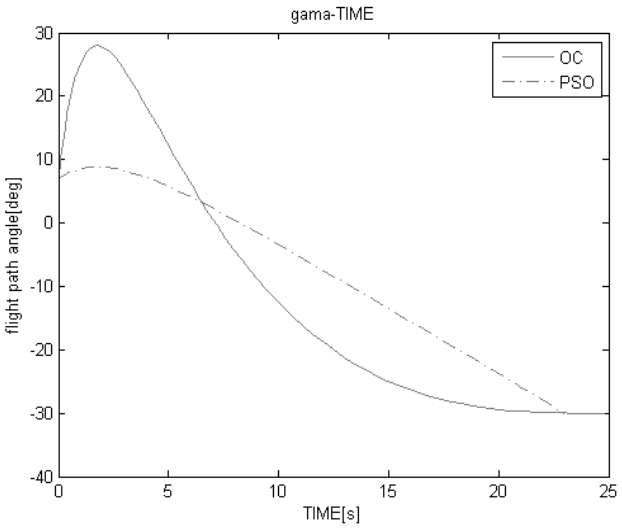
پارامترهای شبیه سازی	مقادیر
سرعت اولیه	V_0=



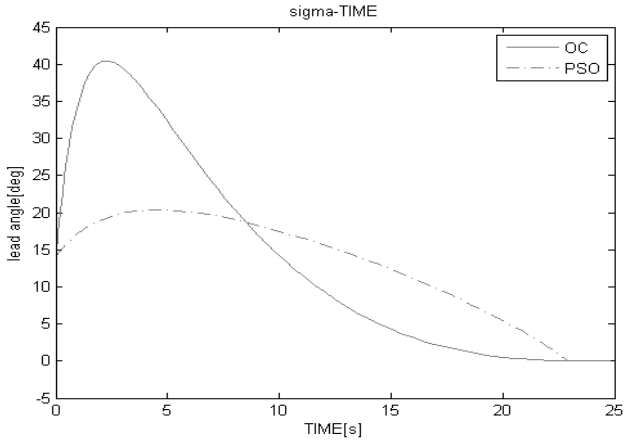
شکل ۵- تغییرات ارتفاع برحسب مسافت زمینی



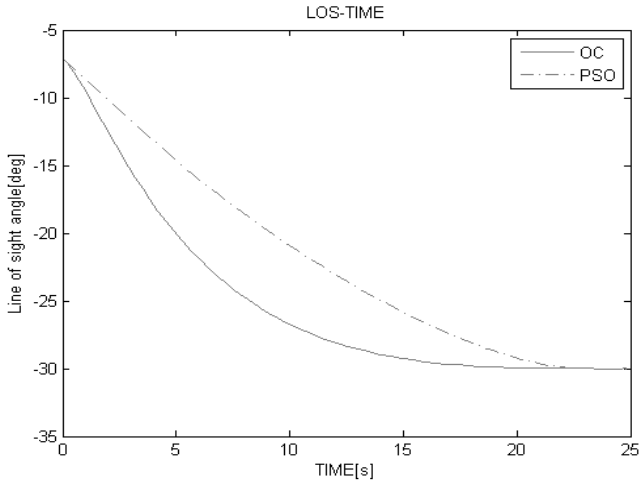
شکل ۶- تغییرات شتاب برحسب زمان



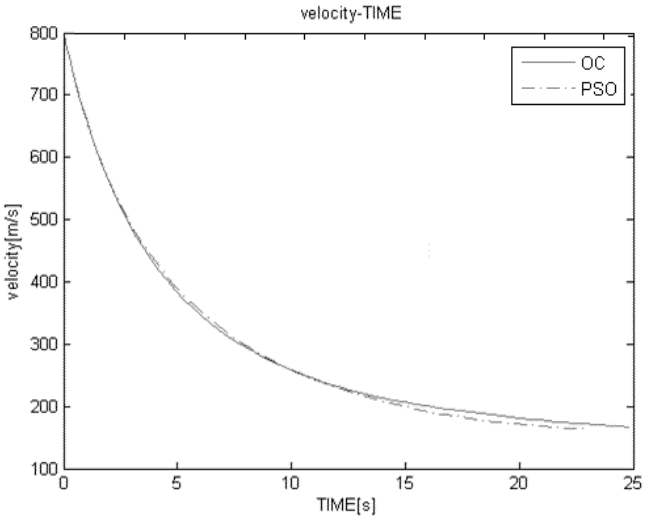
شکل ۷- تغییرات زاویه مسیر پرواز برحسب زمان



شکل ۸ - تغییرات زاویه دید برحسب زمان



شکل ۹- تغییرات زاویه خط دید برحسب زمان



شکل ۱۰- تغییرات سرعت برحسب زمان

نتیجه‌گیری

در این مقاله، مسئله هدایت در فاز میانی پرواز یک پرتابه با هدف تامین قیود و محدودیتهای ورود به فاز آشسیانه‌یابی آن مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته و تلاش گردید قانون هدایتی مناسب آن پیشنهاد گردد. سپس با بکارگیری یک الگوریتم بهینه سازی مبتنی بر هوش جمعی همچون الگوریتم توده ذرات، ضرایب قانون پیشنهادی بهینه‌سازی شود. با ارزیابی و مقایسه نتایج عددی الگوریتم پیشنهادی با مرجع [۷]، دیده می شود که در روش مذکور با تنظیم درست پارامترهای الگوریتم بهینه‌سازی حرکت توده ذرات، می‌توان با بهینه‌سازی مسیر پروازی و تامین قیود زاویه دید و زاویه مسیر پروازی (σ_d و γ_d) در مرز بین فاز میانی و فاز آشیانه‌یابی سناریوی پروازی، ملزومات مسئله هدایت فاز میانی را به خوبی پوشش داد. این مسئله بدلیل کمینه شدن تابع هزینه و توابع جریمه آن است که تحقق زوایای خواسته شده را تضمین نموده است. همچنین رفتار هموار و متعادل پارامترهای فرمان شتاب، زوایای دید و مسیر پروازی نسبت به روش دیگر، بخوبی این مسئله را نشان می‌دهند. ضمن اینکه روش مزبور بدلیل ماهیت جستجوی مبتنی بر هوش جمعی خود در پیدا کردن جواب سراسری و توانمندی در پذیرش مدلهای پیچیده تر و همچنین، نداشتن عیوب ذاتی روشهای مبتنی بر کنترل بهینه، می‌تواند مزیت و برتری داشته باشد.

منابع و مراجع

[1].Yung-Lung Lee, The Design of a Modified PSO Guidance Law Using Predictor and LOS Rate. MATEC Web of Conferences 71 , 02001 2016.

[2].B.GYUN PARK, OPTIMAL IMPACT ANGLE CONSTRAINED GUIDANCE WITH THE SEEKERS LOCK-ON CONDITION. KSIAM Vol.19, No.3, 289ت303, 2015.

[3].C.Chun Kung, MISSILE GUIDANCE ALGORITHM DESIGN USING PARTICLE SWARM OPTIMIZATION, Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering, Vol. 37, No. 3, 2013.

[4].B.Ju Jeon, Optimal Midcourse Guidance Law with Flight Path Angle and Lead Angle Constraints to Reach Circular Target Area, 19th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, , pp. 336-340, 2013.

[5].N. Dwivedi, P & G. Bhale, Prashant & Bhattacharyya, Abhijit & Padhi, R, Lead Angle Constrained Optimal Midcourse Guidance .10.2514/6.2013.

[6].L.Hassan, An Optimal Fuzzy Logic Guidance Law using Particle Swarm Optimization, International Journal of Computer Applications (0975ت 8887).Volume 69تNo.3, May 2013.

[7].B.Gyun Park, Optimal impact angle control guidance law considering the seekerی field-of-view limits , J Aerospace Engineering, pp. 1347ت1364, 2012.

[8].E.J Ohlmeyer, OPTIMAL MIDCOURSE GUIDANCE LAW WITH NEURAL NETWORKS, 15th Triennial World Congress, Barcelona, Spain, pp. 109-113,2002.

[۹]. ر.حسامی رستمی و ع.طلوعی،« طراحی مسیر بهینه فاز میانی موشک زمین به هوا با استفاده از الگوریتمهای ژنتیک و حرکت گروهی ذرات»،پایان نامه کارشناسی ارشد،۱۳۹۴

[۱۰]. م. نیکوسخن و س.ی. نبوی و ه. نوبهاری،« قوانین هدایت بهینه فاز میانی موشک های زمین به هوا»در ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوافضای ایران،اسفند ۱۳۸۵.