



E- ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 10, No. 1, pp. 77-93, 2026

<https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.7>

Journal Homepage: <https://www.jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

## Processor-in-the-Loop Implementation of a Second-Order Sliding Mode Predictive Guidance Law for Maneuvering Targets

Ahmad Firouz<sup>✉</sup>, Saeed Nasrollahi<sup>\*✉</sup>, and Abdoreza Kashaniniya

Faculty of Electrical and Computer Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

### ARTICLE INFO

#### Article History:

Received 25 February 2025

Revised 19 August 2025

Accepted 25 August 2025

Available Online 27 August 2025

#### Keywords:

Nonlinear predictive guidance  
Second-order sliding mode control  
Maneuvering target  
Processor-in-the-loop implementation

### ABSTRACT

In this paper, a second-order sliding mode predictive guidance law is proposed for tracking maneuvering targets. The proposed guidance law utilizes the generalized model predictive control theory and the second-order sliding mode, which is developed to improve the tracking performance against targets with unknown maneuvers. In this method, by considering the target maneuvers as uncertain, there is no need to measure or estimate these maneuvers precisely, which simplifies the guidance law. To determine the acceleration command of the interceptor, the slip surface is defined based on the line-of-sight rate. In addition, the second-order sliding surface is used to reduce the effects of the chattering phenomenon. The proposed method takes of the advantages of predictive control, including predicting the future behavior of the system and simultaneously optimizing the performance. The effectiveness of the proposed guidance law has been investigated by performing numerical simulations and applying it to a ground-to-air interceptor for tracking targets without maneuvering and with step, sinusoidal and random maneuvers. The results of the developed guidance law have been compared with the performance of the first-order sliding mode predictive guidance law and it has been shown that the proposed method has a better performance in dealing with maneuvering targets. Also, to examine the performance of the proposed guidance law, a sensitivity analysis has been conducted with respect to changes in the predictive horizon. In order to investigate the feasibility of implementing this guidance law, processor-in-the-loop implementation has been done and the results obtained in real-time conditions have been presented. The results of this test confirm that the proposed guidance law, in addition to its better performance in numerical simulations, also has the capability of practical implementation.


\* Corresponding Author's E-mail: [nasrollahi@mut.ac.ir](mailto:nasrollahi@mut.ac.ir)

### How to Cite this Article:

A. Firouz and S. Nasrollahi, and A. Kashaniniya "Processor-in-the-loop implementation of a second-order sliding mode predictive guidance law for maneuvering targets," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 77-93, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.7>.

### COPYRIGHTS




Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)  **ACCESS** Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).





## پیاده‌سازی نرم‌افزار در حلقه قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم برای اهداف مانوردار

احمد فیروز<sup>۱</sup> , سعید نصراله‌هی<sup>۲</sup>  و عبدالرضا کاشانی‌نیا<sup>۳</sup> 

۱- دانشجوی دکتری، مجتمع برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران  
۲ و ۳- استادیار، مجتمع برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

### چکیده

در این مقاله، یک قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم برای رهگیری اهداف مانور دار ارائه شده است. قانون هدایت پیشنهادی از تئوری کنترل پیش‌بین مدل تعمیم‌یافته و نیز مد لغزشی مرتبه دوم بهره می‌گیرد که به منظور بهبود عملکرد رهگیری در برابر اهداف با مانورهای نامعلوم توسعه داده شده است. در این روش، با در نظر گرفتن مانورهای هدف به‌عنوان نامعینی، نیازی به اندازه‌گیری یا تخمین دقیق این مانورها وجود ندارد، که موجب ساده شدن قانون هدایت شده است. برای تعیین دستور شتاب رهگیر، سطح لغزش بر اساس نرخ چرخش خط دید تعریف شده است. علاوه بر این، برای کاهش اثرات پدیده چترینگ، از سطح لغزش مرتبه دوم استفاده شده است. روش پیشنهادی از مزایای کنترل پیش‌بین، شامل پیش‌بینی رفتار آینده سیستم و بهینه‌سازی هم‌زمان عملکرد، بهره می‌برد. کارایی قانون هدایت پیشنهادی با انجام شبیه‌سازی‌های عددی و اعمال آن به یک رهگیر زمین به هوا جهت رهگیری اهداف بدون مانور و دارای مانور پله، سینوسی و تصادفی بررسی شده است. نتایج قانون هدایت توسعه داده شده با عملکرد قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول مقایسه شده و نشان داده شده است که روش پیشنهادی عملکرد بهتری در مقابله با اهداف مانوردار دارد. همچنین، برای بررسی عملکرد قانون هدایت پیشنهادی یک آنالیز حساسیت نسبت به تغییرات افق پیش‌بینی انجام شده است. به‌منظور بررسی قابلیت پیاده‌سازی این قانون هدایت، آزمون نرم‌افزار در حلقه انجام شده و نتایج به‌دست‌آمده در شرایط زمان حقیقی ارائه گردیده است. نتایج این آزمون تأیید می‌کند که قانون هدایت پیشنهادی علاوه بر عملکرد بهتر در شبیه‌سازی‌های عددی، قابلیت پیاده‌سازی عملی نیز دارد.

### اطلاعات مقاله

#### تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۷ اسفند ۱۴۰۳  
بازنگری ۲۸ مرداد ۱۴۰۴  
پذیرش ۰۳ شهریور ۱۴۰۴  
اولین انتشار ۰۵ شهریور ۱۴۰۴

#### واژه‌های کلیدی:

هدایت پیش‌بین غیرخطی  
کنترل مد لغزشی مرتبه دوم  
هدایت پیش‌بین  
هدف مانودار  
پیاده‌سازی نرم‌افزار در حلقه


\* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [nasrollahi@mut.ac.ir](mailto:nasrollahi@mut.ac.ir)

#### How to Cite this Article:

A. Firouz and S. Nasrollahi, and A. Kashaniyiya "Processor-in-the-loop implementation of a second-order sliding mode predictive guidance law for maneuvering targets," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 77-93, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.7>.

#### COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

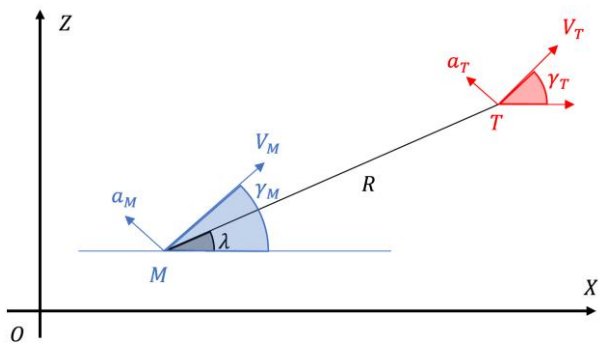
Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)  **OPEN ACCESS**  
[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



## ۱ مقدمه

برای رساندن یک وسیله به موقعیت هدف، نیاز است که مسیر حرکت آن به‌دقت تنظیم و کنترل شود. هدایت وسیله به معنای صدور فرامینی است که مسیر آن را برای رسیدن به نقطه موردنظر مدیریت می‌کند. سیستم هدایت مسئولیت دارد تا مختصات هدف نهایی و در برخی موارد، سرعت مطلوب را مشخص یا محاسبه کند و تصمیمات لازم برای رسیدن به آن را اتخاذ نماید. مجموعه‌ای از ابزارها و نرم‌افزارها که به‌منظور تولید این فرامین هدایت به کار گرفته می‌شوند، تحت عنوان سیستم هدایت شناخته می‌شود. الگوریتم هدایت، به‌عنوان بخشی از سیستم هدایت، مسئولیت تولید فرامین بر اساس داده‌های لحظه‌ای حسگرها را بر عهده دارد. از لحاظ کاربرد، قوانین هدایت در رهگیرهای تاکتیکی و استراتژیک به دودسته تقسیم می‌شوند: قوانین هدایت تاکتیکی و استراتژیک. هدایت یک رهگیر معمولاً به سه فاز اولیه، میانی و نهایی تقسیم‌بندی می‌شود [۱]. در فاز نهایی هدایت، دو عامل دقت و سرعت پاسخ‌دهی اهمیت بالایی دارند. در یک رهگیر تاکتیکی، فرمان هدایت معمولاً به شکل شتاب جانبی اعمال می‌شود. در بسیاری از مسائل هدایت در فاز نهایی، قانون ناوبری تناسبی به دلیل سادگی در پیاده‌سازی و عملکرد مناسب برای اهداف با مانور کم، به‌طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است [۲-۴]. در پژوهش‌های مختلف، استراتژی‌های هدایت رهگیر با رویکردهای کنترلی متنوعی پیاده‌سازی شده‌اند. به‌عنوان مثال، روش کنترل بهینه و کنترل پیش‌بین [۵ و ۶]، کنترل مقاوم و کنترل مد لغزشی [۷-۹] از جمله رویکردهای مهم به‌کاررفته در این زمینه هستند. این روش‌ها هر کدام مزایا و معایب خاص خود را دارند و انتخاب استراتژی مناسب بستگی به نوع مأموریت و شرایط عملیاتی دارد. تئوری کنترل مد لغزشی در مرجع [۱۰] به‌منظور طراحی قانون هدایت تناسبی مورد استفاده قرار گرفته است. در این مرجع، نرخ چرخش خط دید به‌عنوان یک معیار برای تعریف متغیر لغزش معرفی شده است و برای جلوگیری از نوسانات، از روش تقریب پیوسته استفاده شده است. در مرجع [۱۱]، علاوه بر طراحی دستور شتاب در راستای عمود بر خط دید، یک متغیر لغزش دیگر با استفاده از سرعت نسبی جانبی تعریف شده و دستور شتابی در راستای خط دید نیز طراحی گردیده است. همچنین، در مرجع [۱۲]، برای کاهش نوسانات در تعریف متغیر لغزش، از برد نسبی به همراه سرعت نسبی جانبی استفاده شده است. در مراجع [۱۳، ۱۴]، با بهره‌گیری از مفاهیم تئوری پایداری جزئی، قانون هدایت در راستای عمود بر خط دید با استفاده از تئوری کنترل مد لغزشی طراحی شده است که هدف آن همگرایی نرخ چرخش خط دید و دستور شتاب در راستای خط دید با استفاده از تئوری لیاپانوف به‌منظور کنترل سرعت نزدیک شدن

می‌باشد. در مرجع [۱۵]، ترکیبی از فیدبک خطی ساز و کنترل مد لغزشی موردبررسی قرار گرفته است و در مراجع [۱۶، ۱۷]، قوانین هدایت مد لغزشی طراحی شده‌اند. یکی از مهم‌ترین مشکلات استفاده از کنترل مد لغزشی برای طراحی قانون هدایت بروز پدیده نوسان در خروجی سیستم است. دستور شتاب تولیدشده توسط سیستم هدایت باید بدون نوسان باشد که امکان پیگیری آن توسط حلقه کنترل داخلی وجود داشته باشد. کنترل مد لغزشی مرتبه اول استاندارد شامل توابع ناپیوسته علامت است که می‌تواند منجر به بروز نوسان در سیگنال کنترلی شود. این نوسانات را در سیگنال کنترل ایجاد می‌کند بلکه می‌تواند دینامیک‌های مدل نشده با فرکانس بالا را نیز تحریک نماید، بنابراین، در طراحی قانون هدایت با استفاده از کنترل مد لغزشی، باید به مسئله حذف نوسانات ناخواسته دقت شود. از روش‌های حذف نوسانات ناخواسته، می‌توان به تئوری کنترل مد لغزشی مرتبه بالا اشاره کرد. این روش به‌گونه‌ای طراحی شده است که بدون کاهش دقت، از بروز نوسانات در ورودی کنترل جلوگیری می‌کند [۱۸ و ۱۹]. در زمینه هدایت پیش‌بین، روش‌های متعددی ارائه شده‌اند که به‌طور خاص برای مقابله با اهداف مانور دار طراحی شده است. در مرجع [۲۰]، از روش کنترل پیش‌بین برای طراحی قانون هدایت برای اهداف دارای مانور استفاده شده است. در این مرجع مانور هدف با استفاده از یک رویکرد غیرخطی مبتنی بر مد لغزشی مرتبه دوم تخمین زده می‌شود. در مرجع [۲۱]، یک قانون هدایت غیرخطی با استفاده از کنترل پیش‌بین مقاوم ارائه شده است. در مرجع [۲۲]، یک قانون هدایت ناوبری تناسبی با استفاده از کنترل پیش‌بین غیرخطی ارائه شده است. در مرجع [۲۳] از روش کنترل پیش‌بینی مدل تعمیم‌یافته (GMPC) در هدایت رهگیر استفاده شده است. در این مرجع، سیستم هدایت رهگیر با ترکیب رویکرد هدایت تناسبی و روش پیش‌بینی مدل در فضای دوبعدی طراحی شد، به‌گونه‌ای که فرض ثابت بودن اندازه سرعت رهگیر و هدف در نظر گرفته شده بود. در مرجع [۲۴]، سیستم هدایت مبتنی بر استراتژی هدایت تناسبی و روش پیش‌بینی مدل تعمیم‌یافته را در فضای دوبعدی طراحی کرده است. در این مقاله به یک قانون هدایت پیش‌بین مبتنی بر رویکرد مد لغزشی مرتبه دوم جهت برخورد با اهداف مانور دار ارائه شده است. در مرجع [۲۹]، طراحی یک کنترل‌کننده MPC مقاوم برای سیستم‌های غیرخطی با تأخیر و اختلال ورودی موردبررسی قرار گرفته است. در مرجع [۳۰]، رویکردهای مدرن مد لغزشی با محدودیت زمان و زاویه برخورد موردبررسی قرار گرفته و در مرجع [۳۱]، پیشرفت‌های اخیر در حوزه قوانین هدایت مد لغزشی مرتبه دوم بررسی شده است. همچنین در مرجع [۳۲]، کاربرد کنترل پیش‌بین تطبیقی در هدایت موشک و در مرجع [۳۳]، یک روش مد لغزشی بهبودیافته با کاهش چترینگ برای ردیابی اهداف مانور دار معرفی شده



شکل ۱- هندسه درگیری دوبعدی رهگیر و هدف.

Fig. 1. Two-dimensional engagement geometry between the interceptor and the target.

معادلات مربوط به حرکت نسبی رهگیر-هدف به صورت زیر فرمول‌بندی می‌شوند [۲۵]:

$$\dot{R} = V_T \cos(\gamma_T - \lambda) - V_M \cos(\gamma_M - \lambda) \quad (1)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V_T \sin(\gamma_T - \lambda) - V_M \sin(\gamma_M - \lambda)}{R} \quad (2)$$

$$\dot{\gamma}_M = \frac{a_M}{V_M} \quad (3)$$

$$\dot{\gamma}_T = \frac{a_T}{V_T} \quad (4)$$

با مشتق‌گیری از معادله ۱ و ۲، معادلات زیر به دست می‌آید.

$$\ddot{R} = R\dot{\lambda}^2 + a_{Tr} + a_{Mr} \quad (5)$$

$$\ddot{\lambda} = \frac{-2R\dot{\lambda} + a_{T\lambda} - a_{M\lambda}}{R} \quad (6)$$

فرض کنید که رهگیر و هدف به عنوان جرم‌های نقطه‌ای با سرعت‌های ثابت در صفحه حرکت می‌کنند. شکل (۱) هندسه درگیری دوبعدی بین رهگیر و هدف را نشان می‌دهد، زیرنویس‌های M و T به ترتیب به رهگیر و هدف اشاره دارند،  $\gamma_M$  و  $\gamma_T$  زاویه مسیر پرواز رهگیر و هدف،  $R$  و  $\lambda$  زاویه خط دید<sup>۱</sup> و فاصله نسبی رهگیر-هدف،  $V_T$  و  $V_M$  سرعت رهگیر و هدف و  $a_T$  و  $a_M$  شتاب رهگیر و هدف هستند که فرض می‌شود به ترتیب عمود بر سرعت‌های مربوطه آن‌ها باشند.

است. در اینجا، معادلات غیرخطی سینماتیک نسبی رهگیر و هدف برای طراحی استفاده شده است. قانون هدایت معرفی شده برای محاسبه فرمان شتاب موشک از کنترل پیش‌بین مدل تعمیم‌یافته و رویکرد کنترل مد لغزشی مرتبه دوم استفاده می‌کند که سطح لغزش نرخ چرخش خط در نظر گرفته شده است. عملکرد قانون هدایت معرفی شده برای اهداف بدون شتاب، دارای شتاب ثابت، پله، سینوسی در سناریوهای مختلف بررسی شده است. برای قانون هدایت معرفی شده، آنالیز حساسیت نسبت به پارامترهای طراحی انجام شده است. همچنین، با استفاده از آزمون نرم‌افزار در حلقه عملکرد قانون هدایت پیشنهادی به صورت زمان حقیقی نشان داده شده است. در این مقاله، یک قانون هدایت ارائه شده است که با ترکیب کنترل پیش‌بین تعمیم‌یافته و کنترل مد لغزشی مرتبه دوم، ضمن بهره‌گیری از قابلیت پیش‌بینی رفتار آینده و بهینه‌سازی عملکرد، به واسطه‌ی استفاده از سطح لغزش مرتبه دوم، نوسانات سیگنال کنترلی را به طور مؤثری کاهش داده و بدون نیاز به تخمین مستقیم مانورهای هدف، عملکرد دقیقی در برابر انواع اهداف مانور دار ارائه شده است. در کنار شبیه‌سازی‌های عددی، پیاده‌سازی پردازنده در حلقه (PIL) نیز برای ارزیابی عملی روش انجام شده که نشان داده شده این قانون هدایت پیشنهادی، علاوه بر کارایی بالا، از قابلیت پیاده‌سازی در شرایط زمان واقعی نیز برخوردار است.

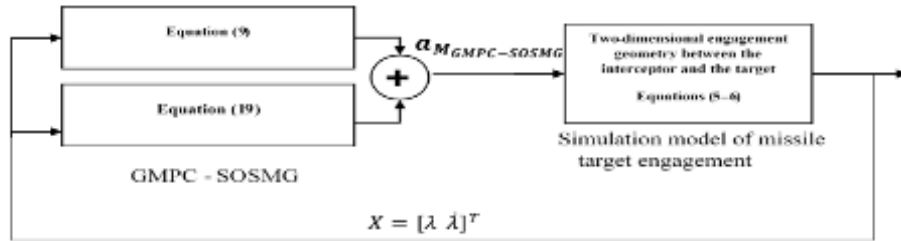
در این مقاله، ابتدا مسئله هدایت دونقطه‌ای و سینماتیک درگیری بین رهگیر و هدف متحرک در صفحه بیان شده است. در بخش سوم قانون هدایت غیرخطی پیش‌بین مبتنی بر مد لغزشی مرتبه دوم بیان شده است. در بخش چهارم نتایج شبیه‌سازی غیرخطی حلقه هدایت و کارایی قانون هدایت پیشنهادی برای سناریوهای مختلف و شبیه‌سازی نرم افزار در حلقه برای ارزیابی عملی قانون هدایت پیشنهادی بررسی شده است. در انتها نیز نتیجه‌گیری مقاله بیان شده است.

## ۲ فرموله‌بندی مسئله

فرض کنید که رهگیر و هدف به عنوان جرم‌های نقطه‌ای با سرعت‌های ثابت در صفحه حرکت می‌کنند. شکل (۱) هندسه درگیری دوبعدی بین رهگیر و هدف را نشان می‌دهد، زیرنویس‌های M و T به ترتیب به رهگیر و هدف اشاره دارند،  $\gamma_M$  و  $\gamma_T$  زاویه مسیر پرواز رهگیر و هدف،  $R$  و  $\lambda$  زاویه خط دید<sup>۱</sup> و فاصله نسبی رهگیر-هدف،  $V_T$  و  $V_M$  سرعت رهگیر و هدف و  $a_T$  و  $a_M$  شتاب رهگیر و هدف هستند که فرض می‌شود به ترتیب عمود بر سرعت‌های مربوطه آن‌ها باشند.

### ۳ قانون هدایت غیرخطی پیش‌بین مبتنی بر مد لغزشی مرتبه دوم

در این بخش، قانون هدایت پیش‌بین مبتنی بر مد لغزشی مرتبه دوم<sup>۱</sup> (GMPC-SOSMG) طراحی شده ارائه شده است. دیاگرام بلوکی قانون هدایت GMPC-SOSMG به صورت شکل (۲) است.



شکل ۲- دیاگرام بلوکی قانون هدایت GMPC-SOSMG.

Fig. 2. Block diagram of the GMPC-SOSMG guidance law.

که در آن  $x \in \mathbb{R}^n$  بردار متغیرهای حالت،  $u \in \mathbb{R}^m$  بردار ورودی کنترلی و  $y \in \mathbb{R}^m$  بردار خروجی است. سه تابع  $f(x): \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^n$ ،  $g(x): \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^{n \times m}$  و  $h(x): \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}^{m \times m}$  توابع پیوسته غیرخطی و مشتق پذیر هستند.  $y = x_1$ ، مسئله تابع هزینه و مسئله بهینه‌سازی به صورت زیر خواهد بود [۲۳]:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{T_p} y^2(t + \Delta t) dt \quad (12)$$

که در آن  $T_p$  افق پیش‌بینی است. حال فرض کنید  $\sigma_i$  درجه نسیی سیستم برای خروجی  $y_i, i = 1, \dots, m$  باشد. به عبارت دیگر کمترین مرتبه مشتق که در آن یکی از ورودی‌های کنترلی ظاهر می‌شود خواهد بود. در این صورت با فرض مرتبه کنترلی  $r \geq 0$  [۲۵]، بسط سری تیلور برای پیش‌بینی خروجی سیستم در  $\Delta t$  ثانیه  $(0 < \Delta t < T_p)$  بعد از زمان جاری  $t$ ، یعنی تا مرتبه  $\sigma + r$  که تأثیر ورودی کنترلی  $u(t)$  و مشتقات آن تا مرتبه  $r$  ام به صورت صریح ظاهر می‌شود، به صورت زیر است:

$$y(t + \Delta t) \approx y(t) + \Delta t y^{[1]}(t) + \dots + \frac{(t + \Delta t)^{\sigma+r}}{(\sigma+r)!} y^{[\sigma+r]}(t) \quad (13)$$

که در آن مشتقات بردار خروجی نسبت به زمان به صورت زیر به دست آمده است:

فرمان قانون هدایت GMPC-SOSMG به صورت زیر به دست می‌آید:

$$a_M \lambda = \tilde{a}_T \lambda + a_v \quad (7)$$

با جایگذاری رابطه ۷ در رابطه ۶ داریم:

$$\dot{\lambda} = \frac{-2R\dot{\lambda} - a_v + \tilde{a}_T \lambda}{R} \quad (8)$$

شتاب هدف را به صورت عدم قطعیت و  $S = \dot{\lambda}$  در نظر می‌گیریم.

$$\tilde{a}_T \lambda = \alpha |S|^\rho \text{Sgn}(S) - \beta \int \text{Sgn}(S) dt \quad (9)$$

$$0 < \rho < 1$$

فرض شده  $x = [x_1 \ x_2]^T = [\lambda \ \dot{\lambda}]^T$

$$\bar{f}(x) = [x_2 \ \frac{-2R\dot{x}_2}{R}]^T \quad u = \tilde{a}_T \lambda + a_v$$

$$\bar{g}(x) = [0 \ -\frac{1}{R}]^T \quad \text{و } \bar{h}(x) = x_1 \text{ است.}$$

$$\begin{cases} \dot{x} = \bar{f}(x) + \bar{g}(x)u \\ y = \bar{h}(x) = x_1 \end{cases} \quad (10)$$

در این مقاله از روش GMPC برای طراحی سیستم هدایت استفاده شده است [۲۴]. از این رو، در این بخش با در نظر گرفتن فرضیات مسئله مورد نظر به بیان روش می‌پردازیم. ابتدا فرض شده، سیستم مورد نظر غیرخطی و پیوسته به صورت زیر مدل شده است:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u \\ y = h(x) = [h_1(x), \dots, h_m(x)]^T \end{cases} \quad (11)$$

که در آن  $X = [\lambda, \lambda]^T$  و ماتریس بهره قانون K از ردیف اول ماتریس  $k_{rr}^{-1} k_{2r}^T$  به دست آمده است.

با  $i, j = 1, 2, \dots, 3+r$  از معادله بالا قانون کنترل فقط با گام کنترل  $r$  و افق پیش‌بین  $T_p$  تعیین شده است.

$$k_{rr} = \begin{pmatrix} k_{(3.3)} & \dots & k_{(3.3+r)} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ k_{(3+r.3)} & \dots & k_{(3+r.3+r)} \end{pmatrix} \quad (20)$$

$$k_{2r} = \begin{pmatrix} k_{(1.3)} & \dots & k_{(1.3+r)} \\ k_{(2.3)} & \dots & k_{(2.3+r)} \end{pmatrix}$$

$$k(i,j) = \frac{T_p^{i+j-1}}{(i-1)!(j-1)!(i+j-1)} \quad (21)$$

#### ۴ نتایج شبیه‌سازی

در این بخش نتایج شبیه‌سازی قانون هدایت معرفی شده را برای رهگیر بدون مانور، با مانور سینوسی، مانور پله‌ای و مانور تصادفی نشان داده شده است. در اینجا فرض شده است که سرعت رهگیر، زاویه خط دید و زاویه مسیر پروازی رهگیر اندازه‌گیری شده است. همچنین، سرعت هدف، نرخ چرخش خط دید و زاویه مسیر پرواز هدف از طریق تخمین وجود دارند [۲۶]. عملکرد قانون هدایت معرفی شده برای اهداف مانور دار و بدون مانور بررسی شده است و پارامترهای موردنیاز برای شبیه‌سازی در جدول (۱) نشان داده شده است.

$$y^{[\sigma]} = L_f^i h(x), i = 1, \dots, \sigma - 1 \quad (14)$$

$$y^{[\sigma]} = L_f^\sigma h(x) + L_g L_f^{\sigma-1} h(x) u(t) \quad (15)$$

$$i = 1, \dots, \sigma - 1$$

$$y^{[\sigma+k]} = L_f^{\sigma+k} h(x) + L_g L_f^{\sigma-1} h(x) u^{[k]}(t) + p_k(x, u, \dots, u^{[k-1]}) \quad (16)$$

$$k = 1, \dots, r$$

که در آن داریم:

$$p_k(x, u) = L_g L_f^\sigma h(x) u(t) + \frac{d}{dt} (L_g L_f^{\sigma-1} h(x)) u(t) \quad (17)$$

به‌طور مشابه،  $p_k(x, u, \dots, u^{[k-1]})$ ،  $k = 2, \dots, r$  را نیز می‌توان به دست آورد. شایان‌ذکر است، مشتق لی تابع  $h(x)$  نسبت  $f(x)$  به‌صورت زیر تعریف شده است:

$$L_f^0 h(x) = h(x)$$

$$L_f^1 h(x) = \frac{\partial h(x)}{\partial x} f(x) \quad (18)$$

$$L_f^k h(x) = L_f \left( L_f^{k-1} h(x) \right)$$

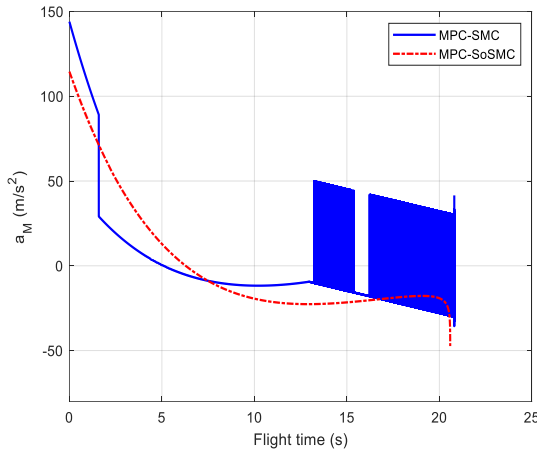
حال با استفاده از روابط مذکور و نیز بسط تیلور پاسخ مسئله بهینه‌سازی (۱۲) را می‌توان به دست آورد، بنابراین، قانون کنترلی به‌صورت زیر به‌دست آمده است [۲۳]:

$$a_v = -[L_g L_f^1 \bar{h}(x)]^{-1} [-\bar{K}X - L_f^2 \bar{h}(x)] \quad (19)$$

جدول ۱- پارامترهای موردنیاز برای شبیه‌سازی سناریوها.

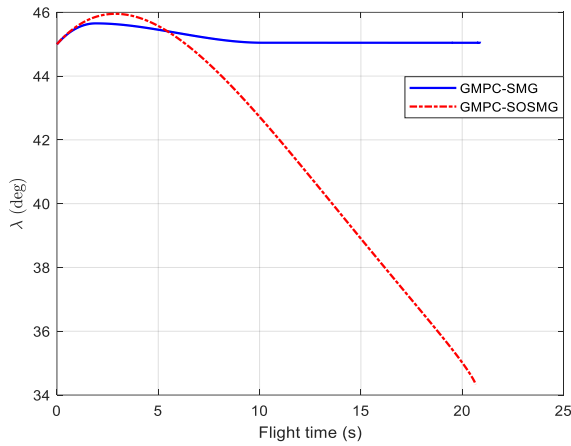
Table 1. Parameters used for the simulation scenarios.

Scenario	Target				Interceptor			
	$x_{T0}$ (m)	$z_{T0}$ (m)	$V_{T0}$ (m/s)	$\gamma_{T0}$ (deg)	$x_{M0}$ (m)	$z_{M0}$ (m)	$V_{M0}$ (m/s)	$\gamma_{M0}$ (deg)
First	10000	10000	250	180	0	0	500	45
Second	10000	10000	250	180	0	0	500	45
Third	10000	۱۰۰۰۰	250	180	0	0	500	45
Fourth	10000	۱۰۰۰۰	250	180	0	0	500	45



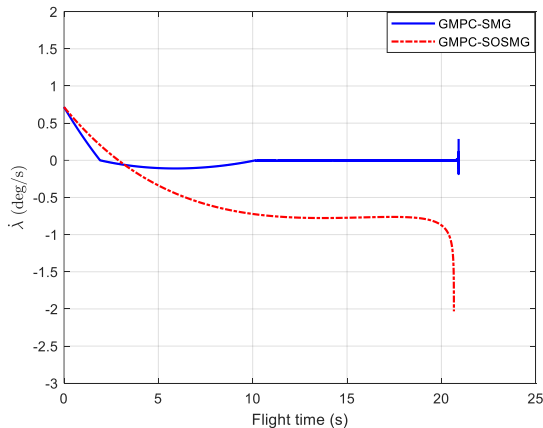
شکل ۳- فرمان شتاب.

Fig. 3. Acceleration command.



شکل ۴- زاویه خط دید.

Fig. 4. Line-of-sight (LOS) angle.



شکل ۵- نرخ تغییر زاویه خط دید.

Fig. 5. Line-of-sight (LOS) angular rate.

برای شبیه‌سازی معادلات حرکت رهگیر به صورت زیر بیان شده است:

$$\dot{x}_M = V_M \cos(\gamma_M) \quad (22)$$

$$\dot{z}_M = V_M \sin(\gamma_M) \quad (23)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{a_M}{V_M} \quad (24)$$

در معادلات بیان شده  $(x_M, z_M)$  بیانگر موقعیت رهگیر، همچنین معادلات حرکت هدف به صورت زیر بیان شده است:

$$\dot{x}_T = -V_T \cos(\gamma_T) \quad (25)$$

$$\dot{z}_T = V_T \sin(\gamma_T) \quad (26)$$

$$\dot{\beta} = \frac{a_T}{V_T} \quad (27)$$

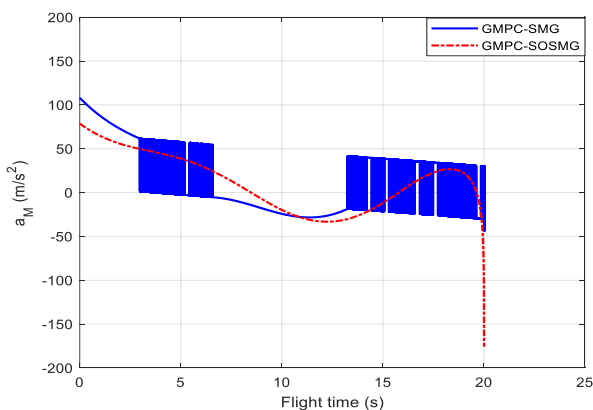
در معادلات بیان شده  $(x_T, z_T)$  بیانگر موقعیت هدف است.

#### ۱.۴ سناریو اول: هدف بدون مانور

در این سناریو افق کنترل  $r = 1$  و افق پیش‌بین  $T_p = 35$  در نظر گرفته شده است. زمان پرواز و فاصله از دست دهی برای قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول به ترتیب  $20/96$  ثانیه و  $0/94$  متر و برای قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم به ترتیب،  $20/66$  ثانیه و  $0/44$  متر است. در شکل (۳) دستور شتاب قوانین هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم و قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول نشان داده شده است. همان‌طور که نشان داده شده، دستور شتاب قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول دارای چتریگ بوده که منجر به غیرقابل پیاده‌سازی آن می‌شود. این در حالی است که دستور شتاب قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم هموار و قابل پیاده‌سازی است و مقدار شتاب کمتری نیاز دارد. در شکل‌های (۴-۶) به ترتیب مقدار زاویه خط دید، نرخ زاویه خط دی و فاصله نسبی نشان داده شده است. در شکل (۷) سرعت نسبی نشان داده شده است. همان‌طور که نشان داده شده سرعت نسبی قانون هدایت پیش‌بین مرتبه دوم نسبت به مرتبه اول بیشتر است که منجر به کوتاه‌تر شدن زمان برخورد شده است. متحنی مسیر برخورد موشک و هدف، در شکل (۸) نشان داده شده که با استفاده از قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم، موشک قادر به برخورد باهدف بدون مانور است.

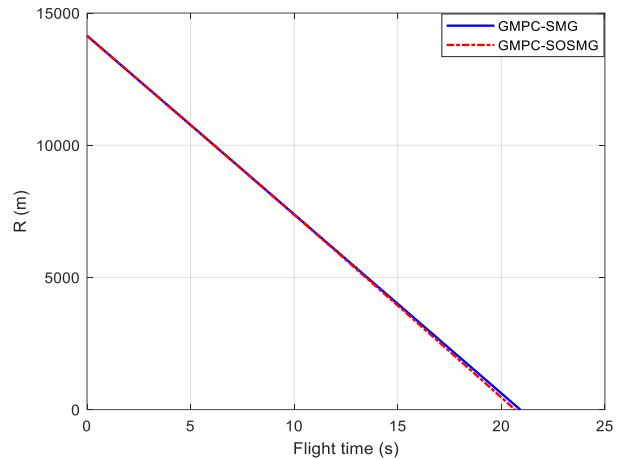
#### ۲.۴ سناریو دوم: هدف با مانور سینوسی

در این سناریو افق کنترل  $r = 1$  و افق پیش‌بین  $T_p = 40$  در نظر گرفته شده است. زمان پرواز و فاصله از دست دهی برای قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول به ترتیب  $۲۰/۰۳$  ثانیه و  $۰/۷۷$  متر و برای قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم به ترتیب  $۲۰/۰۱$  ثانیه و  $۰/۶۴$  متر است. در شکل (۹) دستور شتاب قوانین هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم و قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول نشان داده شده است. همان‌طور که نشان داده شده دستور شتاب قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول دارای مقدار اولیه بیشتر و چترینگ بوده که منجر به غیرقابل پیاده‌سازی آن می‌شود. این در حالی است که دستور شتاب قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم مقدار اولیه کمتری نسبت به دستور شتاب قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول و ده و از طرفی هموار و قابل پیاده‌سازی است. در شکل‌های (۱۰-۱۲) به ترتیب مقدار زاویه خط دید، نرخ زاویه خط دید و فاصله نسبی نشان داده شده است. زاویه خط دید در قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول نوسانات قابل توجهی دارد که این نوسانات ناشی از چترینگ در شتاب فرمانی هستند که باعث کاهش دقت رهگیری و انحراف مسیر موشک از هدف می‌شوند در قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم تغییرات زاویه خط دید نرم و پیوسته است. این ویژگی بیانگر تنظیم دقیق‌تر مسیر موشک برای حفظ زاویه مطلوب خط دید است. در شکل (۱۳) سرعت نسبی نشان داده شده است. همان‌طور که نشان داده شده سرعت نسبی قانون هدایت پیش‌بین مرتبه دوم نسبت به مرتبه اول بیشتر است که منجر به کوتاه‌تر شدن زمان برخورد می‌شود. منحنی مسیر برخورد موشک و هدف، در شکل (۱۴) نشان داده شده با توجه شکل مذکور، مشاهده می‌شود که نرخ چرخش خط دید در اواسط مسیر صفر نشده و در انتهای مسیر نرخ چرخش خط دید صفر شده و رهگیر قادر به برخورد باهدف مانور سینوسی است.



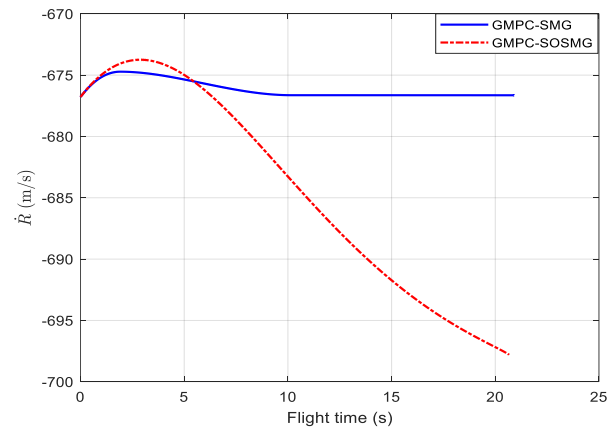
شکل ۹- فرمان شتاب.

Fig. 9. Acceleration command.



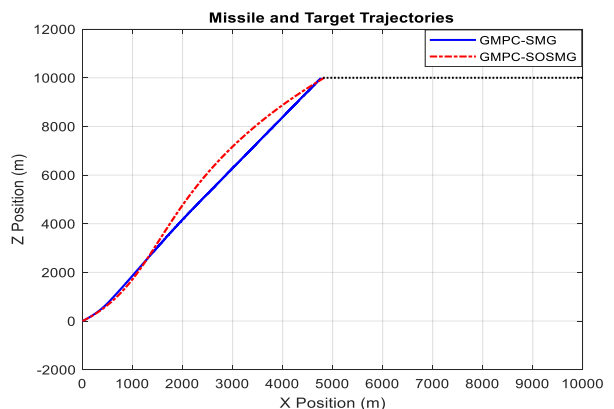
شکل ۶- فاصله رهگیر از هدف.

Fig. 6. Interceptor-to-target distance.



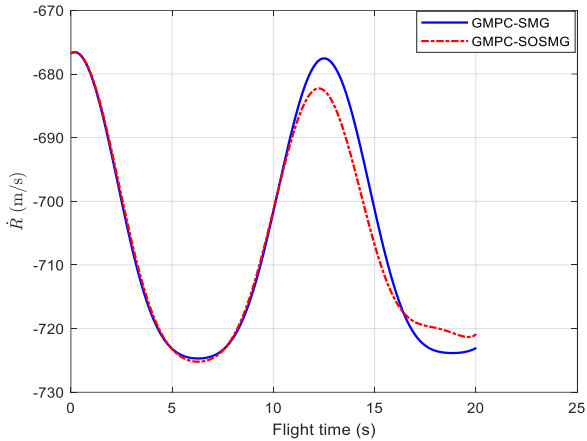
شکل ۷- سرعت نسبی.

Fig. 7. Relative velocity.



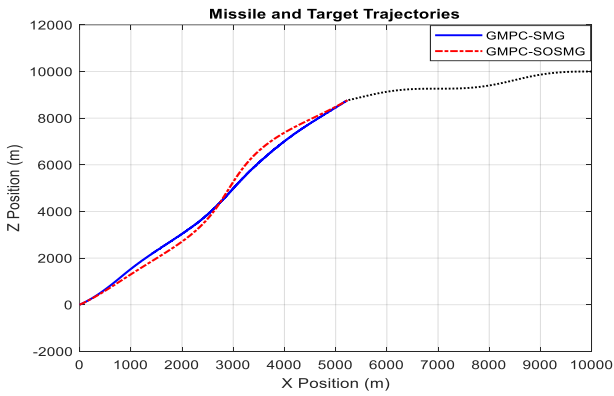
شکل ۸- مسیر پرواز رهگیر و هدف.

Fig. 8. Flight trajectories of the interceptor and the target.



شکل ۱۳ - سرعت نسبی.

Fig. 13. Relative velocity.

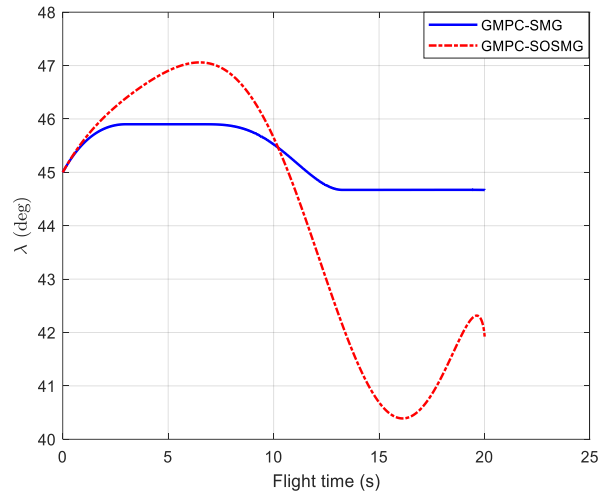


شکل ۱۴ - مسیر پرواز رهگیر و هدف.

Fig. 14. Flight trajectories of the interceptor and the target.

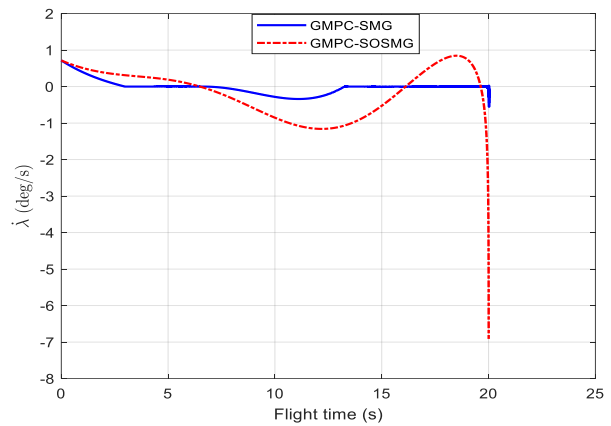
### ۳.۴ سناریو سوم: هدف با مانور پله‌ای

در این سناریو افق کنترل  $r = 1$  و افق پیش‌بین  $T_p = 40$  در نظر گرفته شده است. زمان پرواز و فاصله از دست دهی برای قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول به ترتیب ۲۱/۲۲ ثانیه و ۰/۷۴ متر و برای قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم به ترتیب، ۲۰/۷۴ ثانیه و ۰/۶۹ متر است. در شکل (۱۵) دستور شتاب قوانین هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم و قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول نشان داده شده است. همان‌طور که نشان داده شده است دستور شتاب قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول دارای چترینگ بوده که منجر به غیرقابل پیاده‌سازی آن می‌شود. این در حالی است که دستور شتاب قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم هموار و قابل پیاده‌سازی است و مقدار شتاب کمتری نیاز دارد. در شکل‌های (۱۶-۱۸) به ترتیب مقدار زاویه خط دید، نرخ زاویه



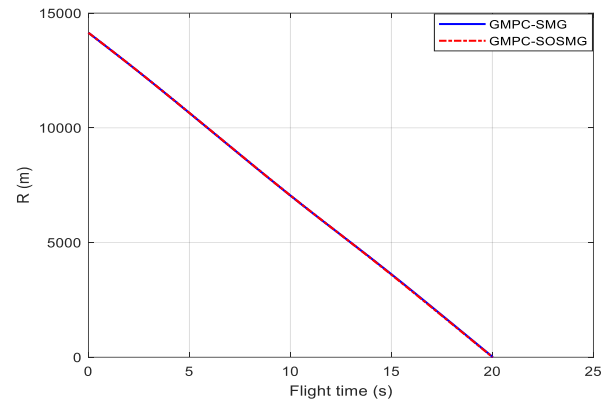
شکل ۱۰ - زاویه خط دید.

Fig. 10. Line-of-sight (LOS) angle.



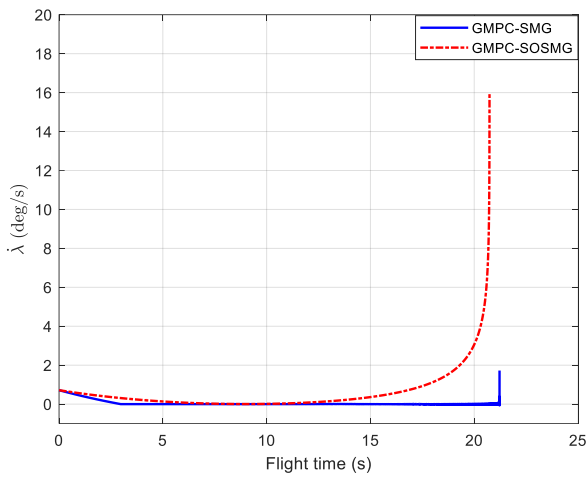
شکل ۱۱ - نرخ تغییر زاویه خط دید.

Fig. 11. Line-of-sight (LOS) angular rate.



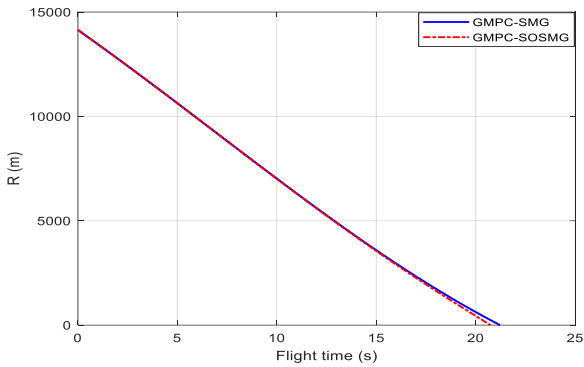
شکل ۱۲ - فاصله رهگیر از هدف.

Fig. 12. Interceptor-to-target distance.



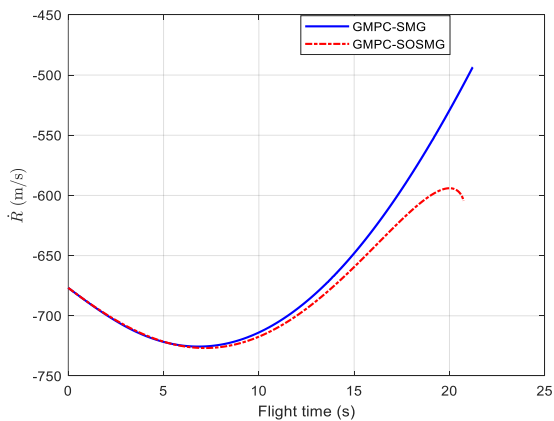
شکل ۱۷- نرخ تغییر زاویه خط دید.

Fig. 17. Line-of-sight (LOS) angular rate.



شکل ۱۸- فاصله رهگیر از هدف.

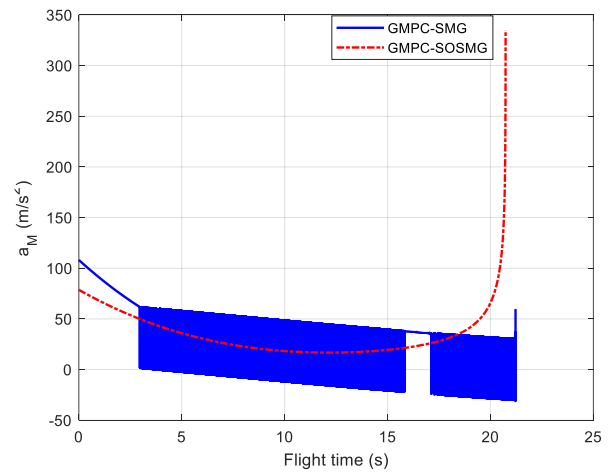
Fig. 18. Interceptor-to-target distance.



شکل ۱۹- سرعت نسبی.

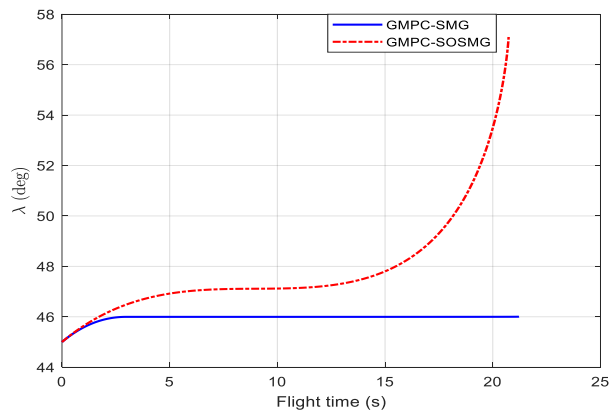
Fig. 19. Relative velocity.

خط دید و فاصله نسبی نشان داده شده است. در شکل (۱۹) سرعت نسبی نشان داده شده است. همان طور که نشان داده شده سرعت نسبی قانون هدایت پیش بین مرتبه دوم نسبت به مرتبه اول بیشتر است که منجر به کوتاه تر شدن زمان برخورد شده است و رهگیر سریع تر باهدف برخورد می کند. منحنی مسیر برخورد موشک و هدف، در شکل (۲۰) نشان داده شده که با استفاده از قانون هدایت پیش بین مد لغزشی مرتبه دوم در انتهای مسیر نرخ چرخش خط دید صفر شده، رهگیر قادر به برخورد باهدف با مانور پله ای است.



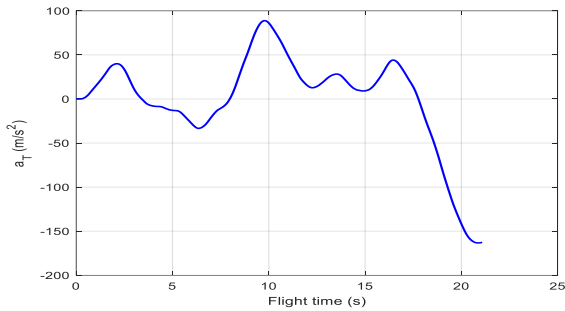
شکل ۱۵- فرمان شتاب.

Fig. 15. Acceleration command.



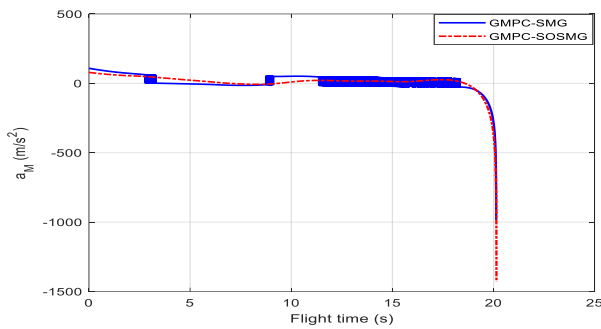
شکل ۱۶- زاویه خط دید.

Fig. 16. Line-of-sight (LOS) angle.



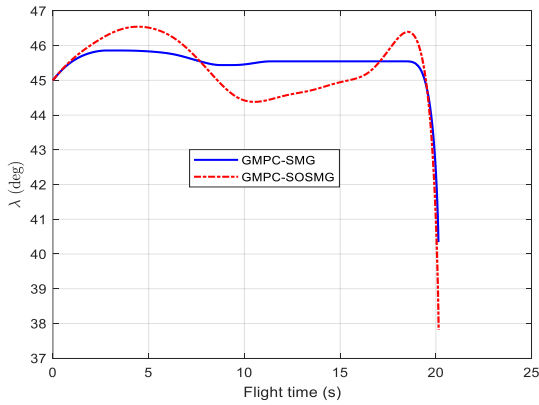
شکل ۲۱- فرمان شتاب هدف.

Fig. 21. Target acceleration command.



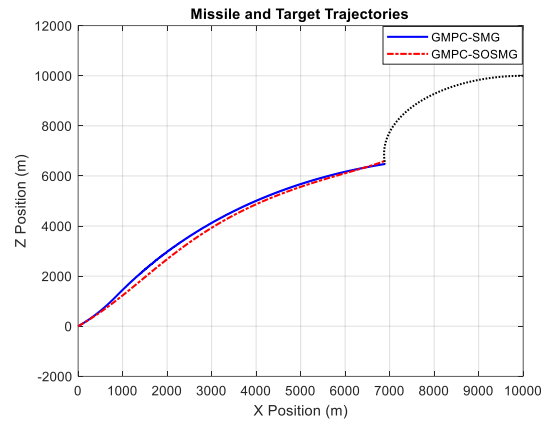
شکل ۲۲- فرمان شتاب.

Fig. 22. Acceleration command.



شکل ۲۳- زاویه خط دید.

Fig. 23. Line-of-sight (LOS) angle.

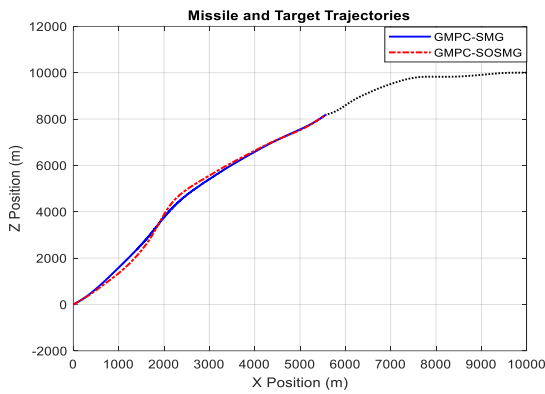


شکل ۲۰- مسیر پرواز رهگیر و هدف.

Fig. 20. Flight trajectories of the interceptor and the target.

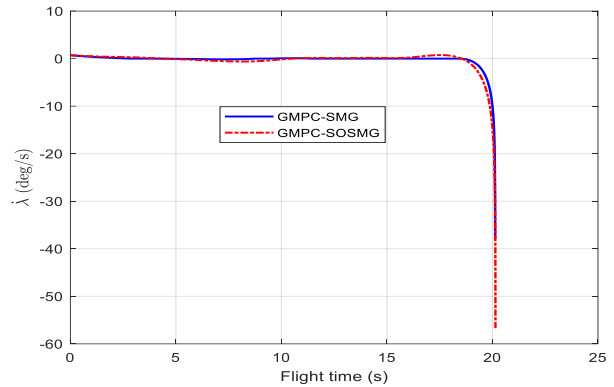
#### ۴.۴ سناریو چهارم: هدف با مانور تصادفی

در این سناریو، هدف مانوری تصادفی انجام می‌دهد که با عبور نویز سفید از فیلتر باترورت مرتبه سوم تولید شده است، مطابق آنچه در مرجع [۲۸] ذکر شده است. توان نویز به مقدار ۵۰۰۰، تنظیم گردیده است. در شکل ۲۲ دستور شتاب قوانین هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم و قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، دستور شتاب قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول دارای مقدار اولیه بیشتر و چترینگ بوده که منجر به غیرقابل پیاده‌سازی آن می‌شود. در شکل (۲۵) زمان پرواز و فاصله از دست‌دهی برای قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول به ترتیب ۲۰/۱۳ ثانیه و ۰/۷۶ متر و برای قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم به ترتیب، ۲۰/۱۴ ثانیه و ۰/۴۵ متر است. در شکل (۲۶) سرعت نسبی نشان داده شده است. همان‌طور که نشان داده شده سرعت نسبی قانون هدایت پیش‌بین مرتبه دوم نسبت به مرتبه اول بیشتر است که منجر به کوتاه‌تر شدن زمان برخورد شده است و رهگیر سریع‌تر باهدف برخورد می‌کند. منحنی مسیر برخورد موشک و هدف، در شکل (۲۷) نشان داده شده با توجه شکل نشان داده شده است که نرخ چرخش خط دید در اواسط مسیر صفر نشده و در انتهای مسیر نرخ چرخش خط دید صفر شده و رهگیر قادر به برخورد باهدف با مانور تصادفی است.



شکل ۲۷- مسیر پرواز رهگیر و هدف.

Fig. 27. Flight trajectories of the interceptor and the target.

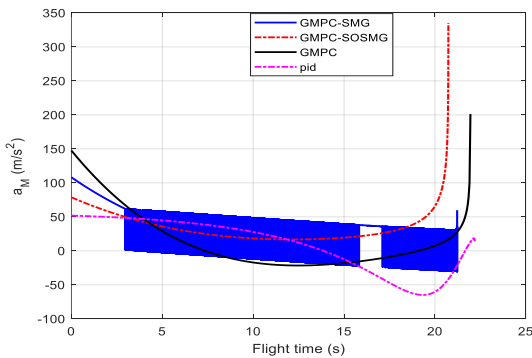


شکل ۲۴- نرخ تغییر زاویه خط دید.

Fig. 24. Line-of-sight (LOS) angular rate.

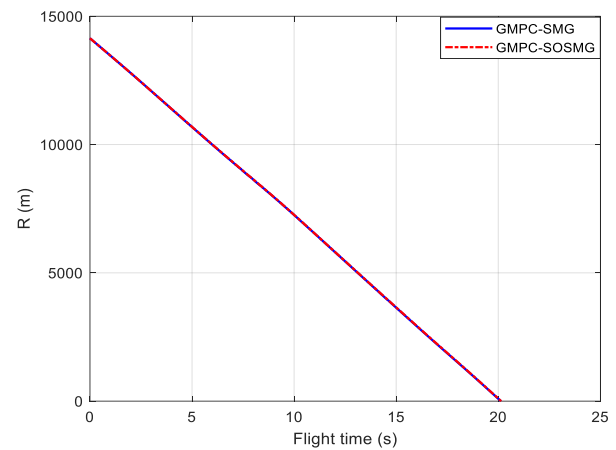
#### ۵.۴ مقایسه روش پیشنهادی با روش‌های GMPC و GMPC-SMG و PID در مواجهه با مانور پله‌ای هدف

در شکل (۲۸) نشان داده شده است که کنترل کننده GMPC-SOSMG نمایش داده شده، فرمان شتابی نرم و قابل پیاده‌سازی تولید کرده و از بروز پدیده چترینگ جلوگیری شده است. کنترل کننده GMPC با وجود استفاده از مدل پیش‌بین، در ابتدای پرواز شتاب اولیه‌ی بسیار زیادی تولید می‌کند که از نظر فیزیکی غیرواقعی بوده و می‌تواند سامانه را به ناحیه‌ی اشباع بکشاند. در مقابل، در کنترل کننده PID، مقادیر منفی شتاب در بازه‌هایی از پرواز ایجاد شده‌اند که می‌تواند با محدودیت‌های فیزیکی سیستم رهگیر ناسازگار تلقی شوند. همچنین، در روش GMPC-SMG، نوسانات بیشتری نسبت به GMPC-SOSMG مشاهده شده و سیگنال فرمان شتاب با همواری کمتری همراه بوده است. بر این اساس، عملکرد کنترلی در روش پیشنهادی از نظر همواری، عدم ایجاد نوسانات ناخواسته و پاسخ سریع‌تر به تغییرات، برتر ارزیابی شده است.



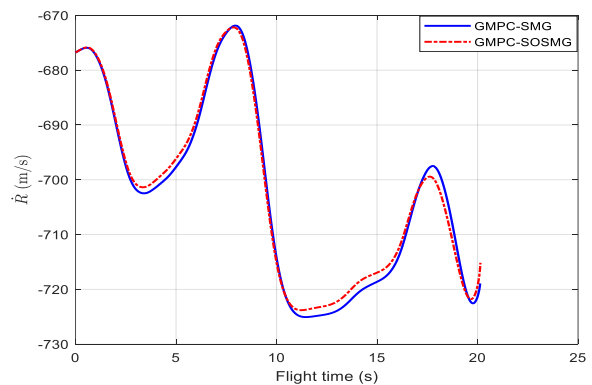
شکل ۲۸- مقایسه فرمان شتاب روش پیشنهادی در سناریو هدف با مانور پله‌ای با روش‌های، GMPC-SMG، GMPC و PID.

Fig. 28. Comparison of acceleration commands under a step target maneuver: proposed method vs. GMPC, GMPC-SMG, and PID.



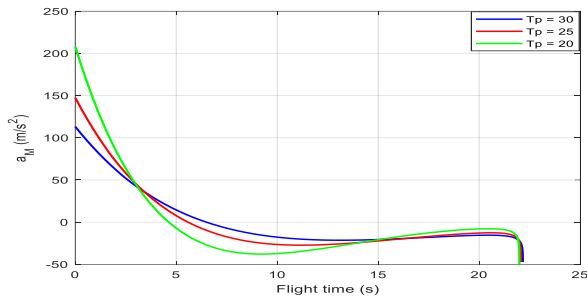
شکل ۲۵- فاصله رهگیر از هدف.

Fig. 25. Interceptor-to-target distance.



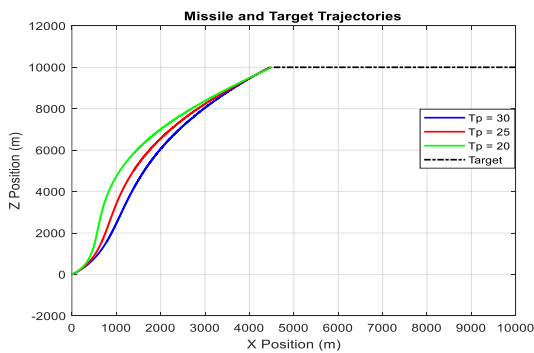
شکل ۲۶- سرعت نسبی.

Fig. 26. Relative velocity.



شکل ۳۰- فرمان شتاب به ازای افق پیش‌بینی‌های متفاوت.

Fig. 30. Acceleration command for different prediction horizons.

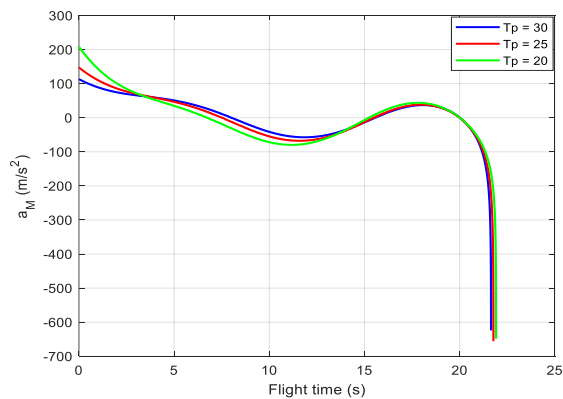


شکل ۳۱- مسیر پرواز رهگیر و هدف به ازای افق پیش‌بینی‌های متفاوت.

Fig. 31. Interceptor and target trajectories corresponding to various prediction horizons.

#### سناریو دوم:

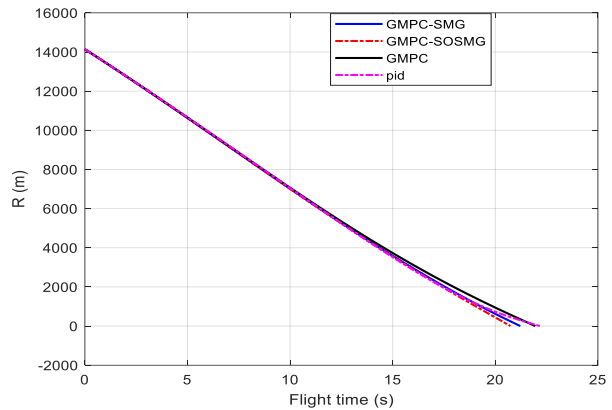
هدف دارای مانور سینوسی و مقادیر افق پیش‌بینی  $T_p = [20.25.30]$  در نظر گرفته شده است. شکل (۳۲) و (۳۳) به ترتیب فرمان شتاب و مسیر پرواز را در طول مدت درگیری نشان داده است. در شکل (۳۲) مشاهده می‌شود با افزایش افق پیش‌بینی مقدار اولیه دستور شتاب کاهش می‌یابد و با توجه به شکل (۳۳) که با افزایش افق پیش‌بینی فاصله رهگیر از هدف کاهش یافته و رهگیر زودتر روی خط دید قرار گرفته و به هدف برخورد کرده است.



شکل ۳۲- فرمان شتاب به ازای افق پیش‌بینی‌های متفاوت.

Fig. 32. Acceleration command for different prediction horizons.

پیاده‌سازی نرم‌افزار در حلقه قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم برای اهداف مانوردار



شکل ۲۹- مقایسه فاصله نسبی بین رهگیر و هدف روش پیشنهادی در سناریو هدف با مانور پله‌ای با روش‌های، GMPC-SMG، GMPC و PID.

Fig. 29. Comparison of the interceptor-target relative distance for the proposed method, GMPC, GMPC-SMG, and PID in the scenario with a step target maneuver.

در شکل (۲۹) نشان داده شده که در روش پیشنهادی-GMPC-SOSMG، کاهش فاصله با سرعت بیشتری انجام شده و زمان رسیدن به هدف نسبت به سایر روش‌ها کاهش یافته است. در مقایسه، کنترل کننده GMPC-SMG نیز عملکرد مناسبی در کاهش فاصله دارد، اما در مراحل پایانی، نسبت به GMPC-SOSMG با کاهش کندتری عمل می‌کند. روش GMPC با وجود ساختار پیش‌بین، نرخ کاهش فاصله کمتری نسبت به دو روش مبتنی بر مد لغزشی داشته و در نتیجه زمان درگیری طولانی‌تری دارد. در نهایت، روش PID کمترین نرخ کاهش فاصله را نشان داده و با تأخیر قابل توجهی در رسیدن به هدف همراه بوده که بیانگر ضعف آن در شرایط مانور پذیری بالا و نیاز به پاسخ سریع است.

#### ۴.۶ تحلیل حساسیت

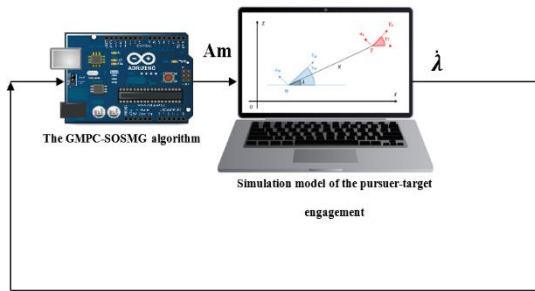
در ادامه، برای بررسی عملکرد الگوریتم هدایت معرفی شده یک آنالیز حساسیت نسبت به تغییرات افق پیش‌بینی در دو سناریو مختلف انجام شده است. شرایط اولیه درگیری مطابق جدول (۱) است.

#### سناریو اول:

هدف بدون مانور و مقادیر افق پیش‌بینی  $T_p = [20.25.30]$  نظر گرفته شده است. شکل (۳۰) و (۳۱) به ترتیب مسیر پرواز و فرمان شتاب را در طول مدت درگیری نشان داده شده است. در شکل (۳۰) مشاهده می‌شود با افزایش افق پیش‌بینی مقدار اولیه دستور شتاب و نوسانات دستور شتاب کاهش یافته، با توجه به شکل (۳۱) که با افزایش افق پیش‌بینی فاصله رهگیر از هدف کاهش یافته و رهگیر زودتر روی خط دید قرار گرفته و به هدف برخورد کرده است.

#### ۷.۴ شبیه‌سازی نرم‌افزار در حلقه

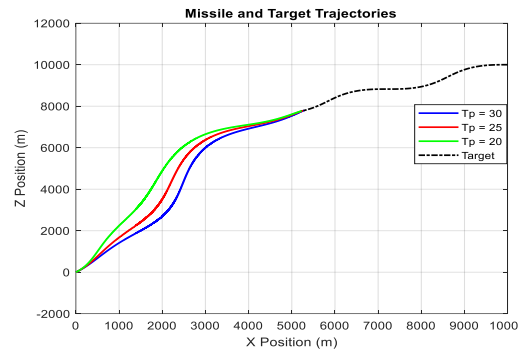
روش پردازشگر در حلقه<sup>۱</sup> روی یک پردازشگر آردینو<sup>۲</sup> Due که یک برد میکروکنترلر مبتنی بر پردازنده (AT91SAM3X8E) با فرکانس ۸۴ مگاهرتز، دارای ۵۱۲ کیلوبایت حافظه فلش و ۹۶ کیلوبایت SRAM می‌باشد انجام شده است. این برد با ولتاژ کاری ۳/۳ ولت کار می‌کند و شامل ۵۴ پایه دیجیتال است. همچنین دارای دو پورت USB و از قابلیت USB OTG برای ارتباط با دستگاه‌های خارجی می‌باشد. کد C تولیدشده از مدل سیمولینک توسط کد نویس سیمولینک<sup>۳</sup> برای اجرای بلادرنگ تولید شد و این کد از طریق بسته‌های پشتیبانی سخت‌افزاری به صورت مستقیم روی برد آردینو پیاده‌سازی گردید. شکل ۳۵ ساختار ارتباطی میان سیمولینک و برد آردینو را نشان داده که در آن سیگنال‌های ورودی از سیمولینک دریافت شده و پس از پردازش در برد، فرمان هدایت دوباره به محیط شبیه‌سازی بازگردانده شده است.



شکل ۳۵- بلوک دیاگرام PIL و نمای واقعی نرم‌افزار در حلقه پیاده‌سازی شده.

Fig. 35. PIL block diagram and actual implementation view of the software-in-the-loop.

به منظور ارزیابی عملی قانون هدایت پیشنهادی و بررسی قابلیت اجرای آن در شرایط بلادرنگ، از آزمون پردازنده در حلقه استفاده شده است. فرمان شتاب، نرخ چرخش خط دید و فاصله نسبی رهگیر تا هدف در سناریوی درگیری باهدف برای مانور پله‌ای و مانور سینوسی با شرایط



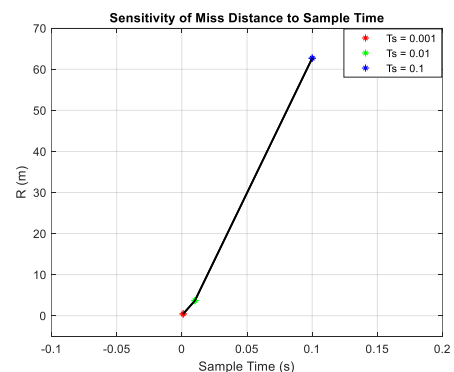
شکل ۳۳- مسیر پرواز رهگیر و هدف به ازای افق پیش‌بینی‌های متفاوت.

Fig. 33. Interceptor and target trajectories corresponding to various prediction horizons.

نتایج شبیه‌سازی برای دو سناریو نشان می‌دهد با افزایش افق پیش‌بینی مقدار اولیه دستور شتاب کمتر بوده و رهگیر سریع‌تر روی خط دید قرار گرفته و به هدف برخورد می‌کند به عبارتی عملکرد ردیابی رهگیر سریع‌تر و دقیق‌تر خواهد بود. می‌توان نتیجه گرفت که افق پیش‌بینی می‌تواند عملکرد قانون هدایت پیشنهادی را به طور قابل توجهی تحت تأثیر قرار دهد و باید تحت شرایط خاص و با در نظر گرفتن حد شتاب رهگیر طراحی شود.

#### ۷.۴ تحلیل حساسیت نسبت به ثابت زمانی

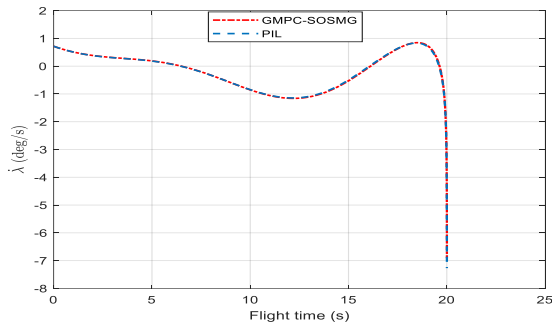
تحلیل حساسیت روش پیشنهادی نسبت به زمان نمونه‌برداری در سناریویی که هدف بدون مانور است انجام شد. مقادیر مختلفی از زمان نمونه‌برداری شامل ۰/۰۰۱، ۰/۰۱ و ۰/۱ ثانیه در نظر گرفته شد. با افزایش زمان نمونه‌برداری از ۰/۰۰۱ به ۰/۰۱ و سپس ۰/۱ ثانیه، مقدار فاصله از دست‌دهی به ترتیب از ۰/۴۴ متر به ۳/۶۷ متر و در نهایت به ۶۲/۷ متر افزایش یافت که این موضوع نشان می‌دهد با افزایش زمان نمونه‌برداری، مقدار فاصله نسبی بین رهگیر و هدف افزایش یافته و از مقدار قابل قبول خارج شده است.



شکل ۳۴- فاصله نسبی بین رهگیر و هدف به ازای ثابت زمانی‌های مختلف.

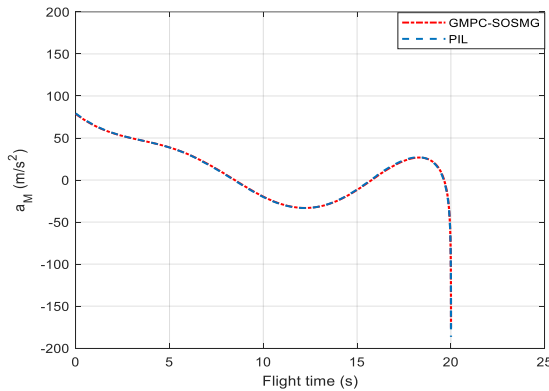
Fig. 30. Relative distance between the interceptor and target for different sampling times.

**مانور سینوسی:**



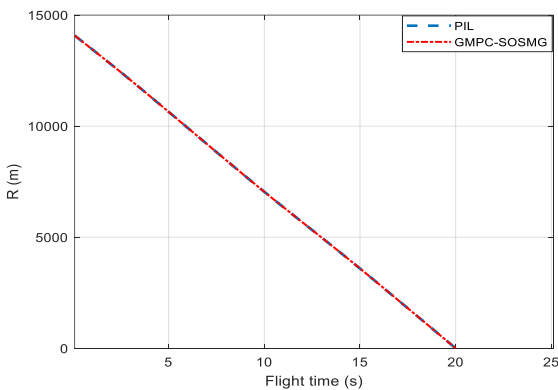
**شکل ۳۹-** مقایسه نرخ تغییر زاویه خط دید حاصل از پیاده‌سازی سخت‌افزاری و شبیه‌سازی.

**Fig. 39.** Comparison of line-of-sight (LOS) angular rate obtained from hardware implementation and simulation.



**شکل ۴۰-** مقایسه دستور شتاب حاصل از پیاده‌سازی سخت‌افزاری و شبیه‌سازی.

**Fig. 40.** Comparison of acceleration command obtained from hardware implementation and simulation.



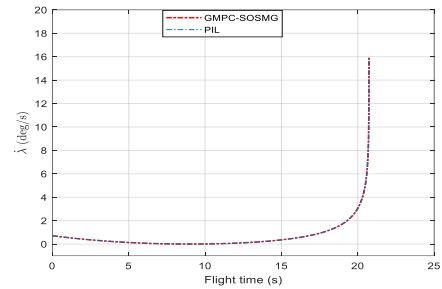
**شکل ۴۱-** مقایسه فاصله نسبی حاصل از پیاده‌سازی سخت‌افزاری و شبیه‌سازی.

**Fig. 41.** Comparison of relative distance obtained from hardware implementation and simulation.

در شکل (۳۶ و ۳۹)، مقایسه‌ای بین نرخ چرخش خط دید حاصل از شبیه‌سازی در محیط سیمولینک و مقدار به‌دست‌آمده از اجرای الگوریتم بر روی برد آردوینو برای دو سناریو مانور پله‌ای و سینوسی ارائه

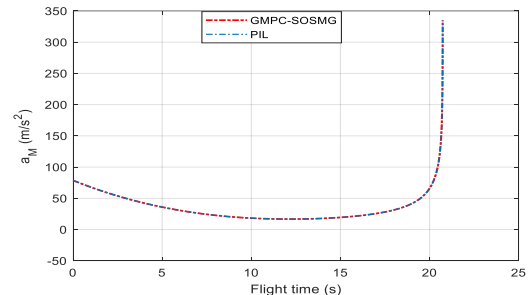
اولیه مطابق جدول (۱) مقایسه شده است. نتایج پیاده‌سازی سخت‌افزاری و شبیه‌سازی عددی در شکل‌های (۳۶ تا ۴۱) ارائه شده است. دستور فرمان شتاب، نرخ چرخش خط دید و فاصله رهگیر از هدف، برای سناریوی درگیری باهدف با مانور پله‌ای و مانور سینوسی، در شکل‌های (۳۶-۴۱) نشان داده شده است.

**مانور پله‌ای:**



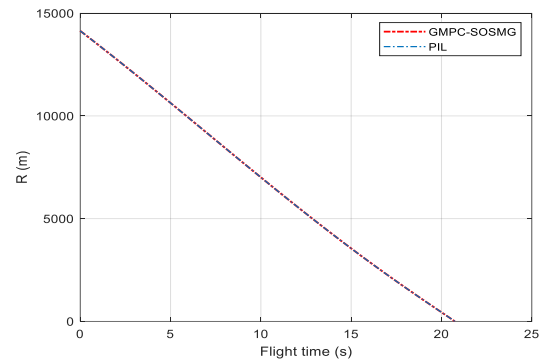
**شکل ۳۶-** مقایسه نرخ تغییر زاویه خط دید حاصل از پیاده‌سازی سخت‌افزاری و شبیه‌سازی.

**Fig. 36.** Comparison of line-of-sight (LOS) angular rate obtained from hardware implementation and simulation.



**شکل ۳۷-** مقایسه دستور شتاب حاصل از پیاده‌سازی سخت‌افزاری و شبیه‌سازی.

**Fig. 37.** Comparison of acceleration command obtained from hardware implementation and simulation.



**شکل ۳۸-** مقایسه فاصله نسبی حاصل از پیاده‌سازی سخت‌افزاری و شبیه‌سازی.

**Fig. 38.** Comparison of relative distance obtained from hardware implementation and simulation.

- [4] P. J. Yuan and S. C. Hsu, "Solutions of generalized proportional navigation with maneuvering and non-maneuvering targets," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 31, no. 1, pp. 469-474, 1995, <https://doi.org/10.1109/7.366324>.
- [5] Z. Li, Y. Xia, C. Y. Su, J. Deng, J. Fu, and W. He, "Missile guidance law based on robust model predictive control using neural-network optimization," *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, vol. 26, no. 8, pp. 1803-1809, 2015, <https://doi.org/10.1109/TNNLS.2014.2360253>.
- [6] M. Weiss and T. Shima, "Linear quadratic optimal control-based missile guidance law with obstacle avoidance," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 55, no. 1, pp. 205-214, 2018, <https://doi.org/10.1109/TAES.2018.2833858>.
- [7] Z. Hou, Y. Yang, L. Liu, and Y. Wang, "Terminal sliding mode control-based impact time and angle constrained guidance," *Aerospace Science and Technology*, vol. 93, 2019, Art. no. 105142, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.07.011>.
- [8] Q. Hu, T. Han, and M. Xin, "Sliding-mode impact time guidance law design for various target motions," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 42, no. 1, pp. 136-148, 2019, <https://doi.org/10.2514/1.G003480>.
- [9] H. S. Shin, A. Tsourdos, and K. B. Li, "A new three-dimensional sliding mode guidance law variation with finite time convergence," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, no. 5, pp. 2221-2232, 2017, <https://doi.org/10.1109/TAES.2017.2680738>.
- [10] K. R. Babu, I. Sarma, and K. Swamy, "Switched bias proportional navigation for homing guidance against highly maneuvering targets," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 17, no. 6, pp. 1357-1363, 1994, <https://doi.org/10.2514/3.21343>.
- [11] M. Innocenti, "Nonlinear guidance techniques for agile missiles," *Control Engineering Practice*, vol. 9, no. 10, pp. 1131-1144, 2001, [https://doi.org/10.1016/S0967-0661\(01\)00094-6](https://doi.org/10.1016/S0967-0661(01)00094-6).
- [12] J. Moon, K. Kim, and Y. Kim, "Design of missile guidance law via variable structure control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 4, pp. 659-664, 2001, <https://doi.org/10.2514/2.4767>.
- [13] T. Binazadeh and M. Yazdanpanah, "Partial stabilization approach to 3-dimensional guidance law design," in *the 18th IFAC World Congress*, Milano, Italy, 2011, pp. 10742-10747, <https://doi.org/10.3182/20110828-6-IT-1002.02135>.
- [14] T. Binazadeh and M. J. Yazdanpanah, "Robust partial control design for non-linear control systems: A guidance application," in *Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, vol. 226, no. 2, pp. 233-242, 2012, <https://doi.org/10.1177/0959651811413013>.

شده‌است. همچنین، در شکل (۳۷ و ۴۰)، نتایج مربوط به فرمان شتاب تولیدی در دو حالت شبیه‌سازی و اجرا بر روی سخت‌افزار نشان داده شده و در شکل (۳۸ و ۴۱)، تغییرات فاصله نسبی بین رهگیر و هدف در فرآیند درگیری مقایسه شده‌اند. با توجه به نتایج به دست آمده در شکل‌های (۳۶ تا ۴۱)، می‌توان نتیجه گرفت که صحت عملکرد و قابلیت پیاده‌سازی بلادرنگ الگوریتم در شرایط سخت‌افزاری واقعی تأیید شده است.

## ۵ نتیجه‌گیری

در این مقاله، قانون یک هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه دوم برای درگیری رهگیر و هدف در صفحه ارائه شده. قانون هدایت پیش‌بین پیشنهادی با استفاده از سطح لغزش مبتنی بر نرخ چرخش خط دید و بهره‌گیری از کنترل مد لغزشی مرتبه دوم، توانست پدیده چترینگ را حذف و عملکرد هدایت را بدون نیاز به اندازه‌گیری یا تخمین دقیق مانور هدف بهبود بخشد. قانون هدایت پیشنهادی با قانون هدایت پیش‌بین مد لغزشی مرتبه اول، در شرایط مختلف مانور هدف مقایسه شد، نتایج شبیه‌سازی نشان داد قانون هدایت پیشنهادی عملکرد بهتری داشته و در برابر عدم قطعیت‌های ناشی از مانور هدف شامل مانور پله، سینوسی و تصادفی مقاوم است. همچنین، برای بررسی عملکرد یک آنالیز حساسیت نسبت به تغییرات افق پیش‌بینی انجام شد. در پایان به منظور ارزیابی عملی قانون هدایت پیشنهادی، پیاده‌سازی آن در چارچوب نرم‌افزار در حلقه بر روی برد آردوینو با استفاده از کد تولید شده از سیمولینک برای دو سناریو مانور سینوسی و پله‌ای انجام شد. تطابق نتایج به دست آمده از پیاده‌سازی سخت‌افزاری با نتایج شبیه‌سازی عددی، عملکرد صحیح و قابلیت اجرای بلادرنگ الگوریتم را در شرایط سخت‌افزاری واقعی تأیید کرد و نشان داد می‌توان در کاربردهای عملی مورد استفاده قرار گیرد.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] P. Zarchan, *Tactical and Strategic Missile Guidance*. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012. <https://doi.org/10.2514/4.868948>.
- [2] M. Guelman, "A qualitative study of proportional navigation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 7, no. 4, pp. 637-643, 1971, <https://doi.org/10.1109/TAES.1971.310301>.
- [3] M. Guelman, "The closed form solution of true proportional navigation," *Israel Journal of Technology*, vol. 11, pp. 89-96, 1974.

- optimization," *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, vol. 26, no. 8, pp. 1803–1809, 2015, <https://doi.org/10.1109/TNNLS.2014.2360253>.
- [25] S. He and D. Lin, "Guidance laws based on model predictive control and target manoeuvre estimator," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 38, no. 12, pp. 1509–1519, 2016, <https://doi.org/10.1177/0142331215624573>.
- [26] R. Bardhan and D. Ghose, "Nonlinear differential games-based impact-angle-constrained guidance law," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 38, no. 3, pp. 384–402, 2015, <https://doi.org/10.2514/1.G000633>.
- [27] W. H. Chen, D. J. Ballance, and P. J. Gawthrop, "Optimal control of nonlinear systems: a predictive control approach," *Automatica*, vol. 39, no. 4, pp. 633–641, 2003, [https://doi.org/10.1016/S0005-1098\(02\)00271-9](https://doi.org/10.1016/S0005-1098(02)00271-9).
- [28] J. E. Kain and D. J. Yost, "Command to line-of-sight guidance: a stochastic optimal control problem," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 14, no. 12, pp. 753–759, 1977, <https://doi.org/10.2514/3.53578>.
- [29] W. Chen, J. Yang, and S. Li, "Robust model predictive control for nonlinear systems with input delay and disturbances," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 65, no. 10, pp. 4378–4385, 2020, <https://doi.org/10.1109/TAC.2019.2955003>.
- [30] Y. Zhang and H. Liu, "Sliding mode guidance laws with impact time and angle constraints," *Aerospace Science and Technology*, vol. 112, p. 106678, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106678>.
- [31] S. Rao and D. Ghose, "Recent advances in second order sliding mode guidance laws," *Annual Reviews in Control*, vol. 53, pp. 123–135, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.arcontrol.2022.03.002>.
- [32] X. Wang and Z. Zhu, "Adaptive generalized model predictive control for missile guidance applications," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 46, no. 5, pp. 821–835, 2023, <https://doi.org/10.2514/1.G007123>.
- [33] S. Kumar and A. Sinha, "Enhanced sliding mode guidance with reduced chattering for maneuvering targets," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 60, no. 2, pp. 456–467, 2024, <https://doi.org/10.1109/TAES.2023.3321234>.
- [15] L. Liu, J. Zhu, G. Tang, and W. Bao, "Diving guidance via feedback linearization and sliding mode control," *Aerospace Science and Technology*, vol. 41, pp. 16–23, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.11.014>.
- [16] S. R. Kumar, S. Rao, and D. Ghose, "Nonsingular terminal sliding mode guidance with impact angle constraints," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 4, pp. 1114–1130, 2014, <https://doi.org/10.2514/1.62737>.
- [17] S. Rao and D. Ghose, "Terminal impact angle constrained guidance laws using variable structure systems theory," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 21, no. 6, pp. 2350–2359, 2013.
- [18] G. Bartolini, L. Fridman, A. Pisano, and E. Usai, *Modern Sliding Mode Control Theory: New Perspectives and Applications*. Berlin, Germany: Springer, 2008.
- [19] L. Fridman, J. Moreno, and R. Iriarte, "Sliding modes after the first decade of the 21st century," in *Lecture Notes in Control and Information Sciences*, vol. 412. Berlin, Germany: Springer, 2011, pp. 113–149, [https://doi.org/10.1007/978-3-642-22163-0\\_5](https://doi.org/10.1007/978-3-642-22163-0_5).
- [20] S. He and D. Lin, "Guidance laws based on model predictive control and target manoeuvre estimator," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 38, no. 3, pp. 384–402, 2015, <https://doi.org/10.1177/0142331215597970>.
- [21] Z. Li, Y. Xia, C. Y. Su, J. Deng, J. Fu, and W. He, "Missile guidance law based on robust model predictive control using neural-network optimization," *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, vol. 26, no. 8, pp. 1803–1809, 2015, <https://doi.org/10.1109/TNNLS.2014.2360253>.
- [22] S. E. Talole, A. Ghosh, and S. B. Phadke, "Proportional navigation guidance using predictive and time delay control," *Control Engineering Practice*, vol. 14, no. 12, pp. 1445–1453, 2006, <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2005.10.003>.
- [23] S. Talole and R. N. Banavar, "Proportional navigation through predictive control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 21, no. 6, pp. 1004–1006, 1998, <https://doi.org/10.2514/2.4339>.
- [24] Z. Li, Y. Xia, C. Y. Su, J. Deng, J. Fu, and W. He, "Missile guidance law based on robust model predictive control using neural-network