Quarterly Journal of Defense Technology Engineering Imam Ali University
Winter 2025, Vol. 40

Original Research

Adaptive Interception of Maneuvering Targets Using Online Model Predictive Control in Surface-to-Air Missile Guidance Systems

Mohamad Mahdi Soori[1], Kazem Imani[2*]
[1] Ph.D. in Mechanical Engineering, Faculty of Mechanical Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran , Iran
[2] Assistant Professor of Aerospace Engineering, Faculty of Engineering and Flight, Imam Ali (AS) Officer University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Received: 2025.01.08
Accepted: 2025.02.02
Published: 2025.03.13

Keyword:
Missile
guidance and control
Model Predictive Control
Optimization

***Corresponding Author:**
Kazem Imani
Email:
Imani_ka@yahoo.com

ABSTRACT

One of the key advantages of integrated guidance and control (IGC) systems is their ability to exploit the interactions between the guidance and control subsystems, thereby enhancing overall missile performance. This study presents the design and simulation of an online Model Predictive Controller (MPC) for a surface-to-air missile engaged in a three-dimensional interception scenario. The proposed controller aims to optimize the interception trajectory by minimizing both the miss distance and time-to-impact. In the online implementation, the MPC solves the control cost function optimization problem in real-time at each time step, providing optimal control commands accordingly. Unlike conventional controllers such as PID and LQR, the proposed approach demonstrates superior performance by significantly reducing miss distance and interception time. Simulation results confirm that the online MPC offers an intelligent and adaptive framework for enhancing the precision and effectiveness of missile guidance systems

فصل نامه مهندسی فناوری‌های دفاعی دانشگاه افسری امام علی (ع)

زمستان 1403 ، دوره 40

مقاله پژوهشی

رهگیری تطبیقی اهداف مانورپذیر با استفاده از کنترل پیش‌بین مدل به‌صورت آنلاین در سامانه‌های هدایت موشک زمین به هوا

محدمهدی سوری[1]، کاظم ایمانی[2*]

[1] دکتری مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

[2] استادیار مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی و پرواز، دانشگاه افسری امام علی(ع)، تهران، ایران

اطلاعات مقاله

دریافت مقاله: 1403/10/19

پذیرش مقاله: 1403/11/21

انتشار مقاله: 1403/12/23

کلید واژگان:

موشک

هدایت و کنترل

کنترل پیش‌بین مدل

بهینه سازی

نویسنده مسئول*

کاظم ایمانی

پست الکترونیکی:

Imani_ka@yahoo.com

چکیده

یکی از مزایای کلیدی سامانه‌های هدایت و کنترل یکپارچه، بهره‌برداری هم‌زمان از تعاملات بین زیرسامانه‌های هدایت و کنترل است که موجب افزایش هماهنگی و بهبود عملکرد کلی موشک می‌شود. در این پژوهش، یک کنترل‌کننده پیش‌بین مدل به‌صورت آنلاین برای هدایت موشک زمین به هوا در یک سناریوی سه‌بعدی طراحی و پیاده‌سازی شده است. هدف از این طراحی، بهینه‌سازی مسیر رهگیری جهت کاهش زمان پرواز و کمینه‌سازی خطای برخورد با هدف مانوردار است. در روش پیشنهادی، کنترل‌کننده MPC به‌گونه‌ای توسعه یافته که در هر گام زمانی، مسئله بهینه‌سازی تابع هزینه کنترل را به صورت برخط (ضمنی) حل نموده و فرمان کنترلی بهینه را تولید می‌کند. مزیت این رویکرد در مقایسه با روش‌های کلاسیک مانند PID و LQR، کاهش قابل توجه خطای نهایی و زمان رسیدن به هدف است. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که کنترل پیش‌بین مدل آنلاین، به‌عنوان روشی هوشمند و واکنش‌پذیر، نقش موثری در افزایش دقت و کارایی سامانه هدایت موشک ایفا می‌کند.

1. مقدمه

در روش هدایت و کنترل یکپارچه ، هدایت و کنترل به‌صورت یکپارچه درون یک سیستم واحد در نظر گرفته می‌شوند. این رویکرد با دسترسی مستقیم به پارامترهای کلیدی عملکرد، مانند سرعت نسبی نزدیک شدن موشک و هدف، زاویه خط دید، و زاویه برخورد، امکان بهینه‌سازی بهتر را فراهم می‌کند. سیستم‌های مرسوم، به دلیل محدودیت در تطبیق با سینماتیک درگیری و نیاز به تنظیم‌های پایدارسازی، کارایی کمتری در مواجهه با تغییرات کوچک هندسی نزدیک به هدف دارند. (Palumbo, 2010. Zarchan,2012).

یکی از رویکردهای اصلی هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از کنترل مود لغزشی در سال 2010 توسط هارل و بالاکریشنان(Harl,2010) با استفاده از کنترل حالت لغزشی درجه دوم ترمینال ارائه شد. در سال 2020، ونگ و همکاران (Wang.2020) یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با زاویه برخورد محدود را برای موشک برای دستیابی به قابلیت حمله همه جانبه پیشنهاد کردند. برای بهبود توانایی آسیب رساندن به هدف، در سال 2020، تیان و همکاران (Tian,2020) یک مدل یکپارچه برای جلوگیری از مشکلات عملی مانند محدودیت میدان دید ارائه کرد و محدودیت میدان را با تبدیل خروجی به اشباع ورودی حل کردند. در سال 2021، سینها و همکاران (Sinha,2021) یک مدل هدایت و کنترل یکپارچه را با زمان محدود ارائه کردند. در این تحقیق به دلیل سادگی طراحی، از کنترل حالت لغزشی استفاده شده است، در حالی که از یک مشاهده‌گر اغتشاش زمان محدود غیر خطی برای تخمین مانور هدف استفاده شده است. ژیانگو ژیو و همکاران (Guo,2021) برای اطمینان از محدودیت انحراف خط و همگرایی سریع در یک زمان ثابت، یک قانون جدید هدایت و کنترل یکپارچه برای موشک‌های سوار بر پرتو لیزری که در معرض واحد پرتو لیزر محدود قرار می‌گیرند، پیشنهاد کردند. همچنین بین ژائو و همکاران (Zhao,2021) مسئله طراحی هدایت و کنترل یکپارچه برای موشک‌هایی با محدودیت میدان دید با استفاده از انتگرال لیاپانوف و تئوری کنترل حالت لغزشی ارائه کردند. در سال 2022، لی (Li, Z,2022) مدل یکپارچه‌ای را برای موشک‌های مافوق صوت پیشنهاد کرد. در این طرح، اهداف پرسرعت با استفاده از کنترلر مدل لغزشی با دقت مناسب مورد اصابت قرار می‌گیرند و با استفاده از روش مونت کارلو، فاصله از دست دهی به حداقل کاهش می‌یابد. و ژنهوا فوا (Fu, Z,2022) روش هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد کرده است که محدودیت زاویه خط دید، محدودیت‌های حالت کامل و اشباع ورودی را در نظر می‌گیرد. در ابتدا، یک مدل طراحی با در نظر گرفتن جفت شدن کامل سه کانال ساخته می‌شود و یک مشاهده‌گر اغتشاش همگرایی با زمان ثابت برای تخمین و جبران اختلالات ناشناخته در مدل استفاده می‌شود. هوان ژائو (Zhou,2022) استراتژی کنترل انحراف زاویه دید و زاویه حمله در این مقاله ارائه کرده است و مدل سیستم هدایت و کنترل

یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه، با توجه به ویژگی‌های زاویه حمله ایجاد می‌شود. سپس، یک کنترل‌کننده هدایت و کنترل یکپارچه برای زاویه حمله با استفاده از کنترل سطح دینامیکی تطبیقی، با محدودیت‌های دینامیکی، اشباع ورودی غیرخطی، و محدودیت‌های خط دید و زاویه حمله پایانی طراحی می‌شود. در سال 2023 ژیاهو لیانگ و همکاران (Liang,2023) سیستم هدایت و کنترل موشک یکپارچه غیرخطی را با عدم قطعیت‌ها و اختلالات خارجی بررسی کردند و یک طرح کنترل شبکه عصبی تطبیقی جدید را با کمک برآوردهای به دست آمده توسط و مشاهده‌گر اغتشاش پیشنهاد کردند. در این مقاله، قانون یادگیری شبکه عصبی تطبیقی و مشاهده‌گر اغتشاش با توجه به خطاهای ردیابی و تخمین به روز می‌شوند. تحت عملکرد قوانین شبکه عصبی تطبیقی پیشنهادی، یک ویژگی ردیابی خوب و اثرات هدایتی را می‌توان برای سیستم هدایت و کنترل موشک یکپارچه بدست آورد. در نهایت نتایج شبیه سازی دو سناریوی مختلف نشان دهنده درستی طرح‌ها می‌باشد.. ژیبینگ لی و همکاران (Li, Z,2023) یک طرح جدید سه بعدی تقریبی هدایت و کنترل یکپارچه مبتنی بر کنترل بازگشت به عقب، کنترل حالت لغزشی، کنترل سطح دینامیک پیشنهاد کردند. مشاهده گر حالت توسعه یافته برای چندین موشک مافوق صوت که به طور همزمان به اهداف مانوردار زمینی حمله می‌کنند، در این مطالعه پیشنهاد شده است. دنگ و همکاران (Dong,2023) مسئله طراحی یکپارچه هدایت و کنترل موشک را با توجه به محدودیت زاویه حمله بررسی کردند. ابتدا مراحل ساخت مدل مجموعه تشریح شده است. دوم، ترکیب با این واقعیت که تئوری کنترل مدرن با موفقیت در طراحی سیستم‌های تسلیحات موشکی به کار گرفته شده، بررسی شده است. ژوانگژیو و همکاران (Tang,2024) در سال 2024 مسئله طراحی قانون هدایت و کنترل یکپارچه را با محدودیت‌های زاویه ضربه و میدان دید عمومی بررسی می‌کند. ابتدا، مدل یکپارچه برای ردیابی هدف متحرک غیر مانوردهنده توسط ماتریس‌های حالت، پارامترسازی می‌شود. قانون برای رهگیری هدف با زاویه ضربه مورد نظر با حل معادله ریکاتی وابسته به حالت به دست می‌آید. سپس، از آنجایی که درجات نسبی محدودیت‌های عمومی مطابق مدل یکپارچه از یک فراتر می‌رود، توابع کنترل مرتبه بالا ساخته می‌شوند. قانون یکپارچه با برنامه ریزی درجه دوم اصلاح می‌شود. سپس، روش پیشنهادی به مورد ردیابی هدف مانور با استفاده از یک چارچوب مختصات نسبی گسترش می‌یابد. در نهایت، شبیه‌سازی‌های عددی برای تایید اثربخشی روش پیشنهادی انجام می‌شود. ژوانگژیو (Guo,2024) یک طراحی هدایت و کنترل یکپارچه را برای موشک‌های آشیانه یاب با جبران خطاارائه می‌کند تا مشکلات هدایت را برطرف کند. اولاً، یک مدل ریاضی از سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با جبران خطا با ادغام دینامیک موشک و سینماتیک درگیری بین موشک و هدف زمینی بر روی حرکت طولی ساخته شده است.

در این مقاله طراحی کنترل‌کننده پیش بین مدل آنلاین برای مدل هدایت و کنترل یکپارچه

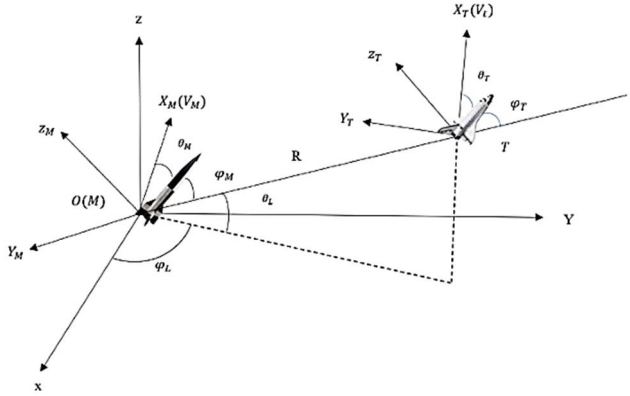
پیشنهاد شده است. در طراحی کنترل کننده، یک کنترل کننده پیش بین مدل آنلاین طراحی شده است. کنترل‌کننده مدل پیش خطی را در حالت کلی می‌توان به دو روش برخط(ضمنی) و برون‌خط(صریح) پیاده‌سازی نمود. در پیاده‌سازی نوع برخط، مسئله بهینه‌سازی تابع هزینه کنترلی در هر گام زمانی به‌صورت برخط حل شده و جواب این مسئله تعیین‌کننده دستور کنترلی بهینه خواهد بود. علاوه براین هدف این مقاله، طراحی و ارزیابی یک کنترل‌کننده پیش‌بین مدل آنلاین برای هدایت و کنترل موشک زمین به هوا در یک سناریوی سه‌بعدی است. نوآوری اصلی این پژوهش در استفاده از کنترل پیش‌بین مدل آنلاین برای طراحی و پیاده‌سازی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه در سناریوی سه‌بعدی موشک زمین به هوا است. این روش برای اولین بار در این حوزه به کار گرفته شده و با کاهش وابستگی به مدل‌های خطی‌سازی‌شده و حل بلادرنگ مسئله بهینه‌سازی، عملکرد سیستم را بهبود می‌بخشد. علاوه بر این، استفاده از مدل یکپارچه هدایت و کنترل، بهره‌گیری از تعامل بین این دو زیرسیستم برای افزایش دقت رهگیری، و عملکرد بهتر در برابر اهداف مانورده، از دیگر جنبه‌های نوآورانه این پژوهش است. مقایسه با کنترل‌کننده‌های PID و LQR نشان‌دهنده کاهش زمان برخورد، بهبود فاصله از دست دهی، و افزایش تطبیق‌پذیری سیستم در شرایط پویا است.

2. مدلسازی ریاضی

سناریوی درگیری موشک- هدف شامل تلاش موشک برای رهگیری یک هدف از طریق تغییر جهت مسیر است. در حین هدایت آشیانه یابی، از حسگرهای داخل موشک برای هدایت تا زمانی که برخورد رخ دهد استفاده می‌شود. شرایط اولیه این سناریو شامل سه فرض اصلی است. یک: هدایت میانه مسیر موفقیت آمیز است. دو: سرعت موشک و هدف در مسیر برخورد نزدیک به هم است. سه: به منظور رهگیری و انهدام کامل هدف زاویه ضربه برخورد موشک و هدف محدود قرار داده شده است. هندسه این سناریو درگیری در شکل3 نشان داده شده است.

هدف کلی از این مقاله طراحی کنترل کننده‌ای مناسب به منظور رهگیری دقیق هدف خواهد بود. از این رو به بیان مسئله درگیری موشک-هدف که شامل تمام موضوعات مورد نیاز برای مدل‌سازی دقیق از جمله سینماتیک درگیری، دینامیک موشک، مدل هدایت و کنترل یکپارچه، پرداخته می‌شود.

در شکل 1 محورهای مختصات (o-xyz) نشان دهنده سیستم مختصات اینرسی است. مختصات $(x_M y_M z_M ، x_T y_T z_T)$ نشان دهنده موقعیت موشک و هدف، و (R) فاصله موشک نسبت به هدف است. مختصات (V_M, V_T) سرعت هدف و موشک، (θ_M, θ_T) زوایای بین محور طولی و بردارهای سرعت موشک و هدف، و (φ_M , φ_T) زوایای بین محور طولی و خط دید موشک-هدف، $(\theta_L \varphi_L)$ زاویه ارتفاع و زاویه سمت برای موشک می‌باشد.



شکل1- سینماتیک درگیری(S. Ma 2020)

معادلات سینماتیک نسبی موشک و هدف بصورت معادله (1) الی (3) نوشته می‌شود(Huaming Qian 2021).

$$\ddot{R} - R\dot{\theta}_L^2 - R\dot{\phi}_L^2 cos^2\,\dot{\theta}_L = a_{tR} - a_{mR} \quad (1)$$

$$R\ddot{\theta}_L + 2\dot{R}\dot{\theta}_L + R\dot{\phi}_L^2 \sin\dot{\theta}_L \cos\theta_L = a_{t\theta} - a_{m\theta} \quad (2)$$

$$-R\ddot{\phi}_L^2 \cos\theta_L - 2\dot{R}\dot{\phi}_L \cos\theta_L + 2R\dot{\theta}_L\dot{\phi}_L \sin\theta_L = a_{t\phi} - a_{m\phi} \quad (3)$$

در معادلات (1) الی (3) $(a_{mR}, a_{m\theta}, a_{m\phi})$ نشان دهنده مولفه‌های شتاب موشک و $(a_{tR}, a_{t\theta}, a_{t\phi})$ نشان دهنده مولفه‌های شتاب هدف است. همچنین θ زاویه مسیر پرواز است.

از آنجایی که شتاب موشک معمولاً توسط نیروی آیرودینامیکی دربخش هدایت پایانی تامین می‌شود، رابطه بین شتاب موشک و نیروی آیرودینامیکی باید بیشتر مورد توجه قرار گیرد. نیروی آیرودینامیکی روی موشک در سیستم مختصات سرعت بصورت معادله‌های (4) الی (7) محاسبه می‌شود.

$$a_{mz} = \frac{Z}{m} \quad (4)$$

$$a_{my} = \frac{Y}{m} \quad (5)$$

$$Y = qS\left(c_y^{\alpha}\alpha + c_y^{\beta}\beta + c_y^{\delta_z}\delta_z\right) \quad (6)$$

$$Z = qS\left(c_z^{\alpha}\alpha + c_z^{\beta}\beta + c_z^{\delta_y}\delta_y\right) \quad (7)$$

در معادلات (4) الی (7)، (a_{mz}، a_{my}) شتاب موشک در امتداد مختصات سیستم سرعت هستند. (m) نشان دهنده جرم موشک، (ρ) چگالی هوا، (Y، Z) نیروهای برآ و جانبی، ($q = \frac{1}{2}\rho V_m^2$) فشار دینامیکی، ($S$) سطح مقطع مرجع آیرودینامیک موشک، (α) زاویه حمله، (β) زاویه لغزش جانبی، ($\delta_y \delta_z$) زوایای انحراف بالک‌های موشک، و ($c_y^{\beta}\ c_y^{\alpha}\ c_y^{\delta_y}$) مشتقات جزئی ضریب نیروی لیفت، ($c_z^{\beta}\ c_z^{\alpha}\ c_z^{\delta_y}$) مشتقات جزئی ضریب نیروی جانبی خواهند بود.

با ترکیب معادلات (2)، (3)، (6) و(7) معادلات زوایای خط دید بصورت معادلات (8) و (9) بدست می‌آید.

$$\ddot{\theta}_L = -\dot{\phi}_L^2 \sin\theta_L \cos\theta_L - \frac{2\dot{R}\dot{\theta}_L}{R} - M_1 Y \cos(\gamma_V) - \frac{\sin\theta_L \sin(\phi_L - \varphi_V)}{mR}(Y\cos(\gamma_V) + Z\sin(\gamma_V)) + M_1(mg\cos\theta + Z\sin(\gamma_V)) + d_{\theta L} \quad (8)$$

$$\ddot{\phi}_L = -\frac{2\dot{R}\dot{\phi}_L}{R} + 2\dot{\theta}_L\dot{\phi}_L \tan\theta_L - M_2 Y\cos(\gamma_V) + \frac{\cos(\phi_L - \varphi_V)}{mR\cos\theta_L}(Y\cos(\gamma_V) + Z\sin(\gamma_V)) + M_2(mg\cos\theta + Z\sin(\gamma_V)) + d_{\phi L} \quad (9)$$

در معادلات (8) و (9) پارامترهای M_1 و M_2 بصورت روابط (10) و (11) تعریف می‌شود.

$$M_1 = \frac{\cos\theta\cos\theta_L + \sin\theta\sin\theta_L\cos(\phi_L - \varphi_V)}{mR}$$

$$M_2 = \frac{\sin\theta\cos(\phi_L - \varphi_V)}{mR\cos\theta_L}$$

در معادلات (8) الی (11) پارامترهای (φ_V) زاویه بالستیک، (γ_V) زاویه چرخش، ($d_{\phi L}\ \ d_{\theta L}$) خطاهای تقریبی از θ_L و ϕ_L خواهند بود.

معادلات سینماتیک زاویه مسیر پرواز و زاویه بالستیک به صورت معادلات (12) و (13) نشان داده شده است.

$$\dot{\theta} = \frac{Y\cos\gamma_V - Z\sin\gamma_V - mg\cos\theta}{mV_m} \quad (12)$$

$$\dot{\varphi_V} = \frac{-Y\sin\gamma_V - Z\cos\gamma_V}{mV_m\cos\theta} \quad (13)$$

معادلات سینماتیکی و دینامیکی موشک در حال چرخش به دور مرکز جرم در فضای سه بعدی بصورت معادلات (14) الی(16) آورده شده است.

$$\dot{\alpha} = -\omega_x \tan\beta \cos\alpha + \omega_y \tan\beta \sin\alpha + \omega_z - \frac{Y}{mV_m \cos\theta} + \frac{g\cos\theta\cos\gamma_V}{V_m\cos\theta} \tag{14}$$

$$\dot{\beta} = \omega_x \sin\alpha + \omega_y \cos\alpha + \frac{Z + mg\cos\theta\sin\gamma_V}{mV_m} \tag{15}$$

$$\dot{\gamma_V} = \cos\alpha \sec\beta\omega_x - \sin\alpha\sec\beta\omega_y + \frac{Y(\tan\theta\sin\gamma_V + \tan\beta) + Z\tan\theta\cos\gamma_V}{mV_m} - \frac{\cos\theta\cos\gamma_V\tan\beta}{V_m}g \tag{16}$$

در معادلات (14) الی (16)، (ω_x) سرعت زاویه‌ای کانال چرخش، (ω_y) سرعت زاویه‌ای کانال انحراف، (ω_z) سرعت زاویه‌ای کانال فراز است.

معادلات وضعیت دینامیکی موشک بصورت معادله (17) بدست می‌آید.

$$\begin{cases} \dot{\omega_x} = \dfrac{J_y - J_z}{J_x}\,\omega_z\omega_y + \dfrac{M_x}{J_x} \\ \dot{\omega_y} = \dfrac{J_z - J_x}{J_y}\,\omega_x\omega_z + \dfrac{M_y}{J_y} \\ \dot{\omega_z} = \dfrac{J_x - J_y}{J_z}\,\omega_y\omega_x + \dfrac{M_z}{J_z} \end{cases} \tag{17}$$

در معادله (17)، (J_x) ممان اینرسی کانال چرخش، (J_y) ممان اینرسی کانال انحراف، (J_z) ممان اینرسی کانال فراز است. همچین (M_x, M_y, M_z) بصورت معادله (18) تعریف می‌شود.

$$\begin{cases} M_x = qSL\left(m_x^{\alpha}\,\alpha + m_x^{\beta}\,\beta + m_x^{\delta_x}\delta_x\right) \\ M_y = qSL\left(m_y^{\beta}\,\beta + m_y^{\delta_y}\delta_y\right) \\ M_z = qSL\left(m_z^{\alpha}\,\alpha + m_z^{\delta_z}\delta_z\right) \end{cases} \tag{18}$$

در معادله (18)، (L) طول مرجع، $(m_x^{\delta_x}, m_x^{\beta}, m_x^{\alpha})$ مشتقات جزئی ضریب گشتاور کانال چرخش، $(m_y^{\delta_y}, m_y^{\beta})$ مشتقات جزئی ضریب گشتاور کانال انحراف، $(m_z^{\delta_z}, m_z^{\alpha})$ مشتقات جزئی ضریب گشتاور کانال فراز است.

با ترکیب روابط (8) و (9) و (14) الی (18) می‌توان معادله سه بعدی هدایت و کنترل یکپارچه موشک را بصورت معادله (19) نوشت.

$$\begin{cases} \dot{x}_0 = x_1 \\ \dot{x}_1 = f_1 + b_1\overline{x_2} + d_1 \\ \dot{x}_2 = f_2 + b_2 x_3 + d_2 \\ \dot{x}_3 = f_3 + b_3 u + d_3 \end{cases} \tag{19}$$

در معادله (19)، بردارهای حالت بصورت زیر تعریف می‌شوند.

$$x_0 = \begin{bmatrix} \theta_L - \theta_{Lf} \\ \phi_L - \phi_{Lf} \end{bmatrix}, x_1 = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_L \\ \dot{\phi}_L \end{bmatrix}, \overline{x_2} = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix}$$

$$x_2 = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma_v \end{bmatrix}, x_3 = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix}$$

همچنین $d_i (i = 1, 2, 3)$، خطاهای تقریبی سیستم را نشان می‌دهد.

در معادله (19)، ماتریس‌های b_i و f_i بصورت روابط (20) الی (25) نشان داده شده است.

$$b_1 = \begin{bmatrix} -M_1 qSc_y^{\alpha} & -\dfrac{qSc_z^{\beta} \sin\theta_L \sin(\phi_L - \phi_V)}{mR} \\ -M_2 qSc_y^{\alpha} & \dfrac{qSc_z^{\beta} \cos(\phi_L - \phi_V)}{mR\cos\theta_L} \end{bmatrix} \tag{20}$$

$$b_2 = \begin{bmatrix} -\tan\beta\cos\alpha & \tan\beta\sin\alpha & 1 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ \cos\alpha\sec\beta & -\sin\alpha\sec\beta & 0 \end{bmatrix} \tag{21}$$

$$b_3 = \begin{bmatrix} \dfrac{qSLm_x^{\delta_x}}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \dfrac{qSLm_y^{\delta_y}}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \dfrac{qSLm_z^{\delta_z}}{J_z} \end{bmatrix} \tag{22}$$

$$f_1 = \begin{bmatrix} -\dfrac{2\dot{R}}{R}\dot{\theta}_L - \dot{\varphi}_L^2 \sin\theta_L \cos\theta_L + M_1 mg\cos\theta \\ -\dfrac{2\dot{R}}{R}\dot{\phi}_L + 2\dot{\theta}_L\dot{\phi}_L \tan\theta_L + M_2 mg\cos\theta \end{bmatrix} \tag{23}$$

$$f_2 = \begin{bmatrix} -\dfrac{qSY_y}{mV\cos\beta} + \dfrac{g}{V\cos\beta}\cos\gamma \\ -\dfrac{qSZ_z}{mV} + \dfrac{g}{V}\cos\theta\sin\gamma \\ -\dfrac{F_{YZ}}{mV} - \dfrac{g}{V}\cos\theta\cos\gamma\tan\beta \end{bmatrix} \tag{24}$$

$$f_3 = \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x}\,\omega_z\omega_y + \frac{qSL\left(m_x^{\alpha}\,\alpha + m_x^{\beta}\,\beta\right)}{J_x} \\ \frac{J_z - J_x}{J_y}\,\omega_x\omega_z + \frac{qSLm_x^{\beta}\,\beta}{J_y} \\ \frac{J_x - J_y}{J_z}\,\omega_y\omega_x + \frac{qSLm_z^{\alpha}\,\alpha}{J_z} \end{bmatrix} \quad (25)$$

3. طراحی کنترل کننده

برخورد موشک با هدف زمانی رخ می‌دهد که R (فاصله موشک تا هدف) به کمتر از مقدار R_{hit} (حداقل فاصله برخورد موشک با هدف) کاهش یابد، هدف از طراحی کنترل کننده این مقاله، همگرا شدن زوایای θ_L و ϕ_L به مقادیر مرجع خود یعنی θ_{Lf} و ϕ_{Lf} و صفر شدن فاصله بین موشک و هدف (R) است.

برای حل مساله از روش بازگشت به عقب استفاده می‌شود. و ورودی کنترلی (u) به وسیله کنترل کننده عصبی بهینه محاسبه خواهد شد. رویکرد بازگشت به عقب بیان می‌کند که در ابتدا یک سیگنال کنترلی مجازی به نام x_{2d} طراحی می‌شود. این سیگنال رفتار مطلوب متغیر حالت x_2 است و طراحی آن به این صورت می‌باشد که متغیر حالت x_0 به سمت صفر میل نماید. پس در واقع رفتار مطلوب x_2 را به گونه‌ای به دست آورده می‌شود که اولین هدف مساله کنترلی برقرار گردد. در مرحله بعد، سیگنال کنترلی مجازی x_{3d} را طراحی می‌کنیم. این سیگنال به عنوان سیگنال مرجع متغیر حالت x_3 است و به گونه‌ای طراحی می‌شود که در صورتی که x_3 آن را تعقیب نماید، x_2 نیز x_{2d} را تعقیب نموده و در نتیجه x_0 به صفر میل خواهد کرد. در مرحله آخر نیز ورودی کنترلی واقعی u به گونه‌ای طراحی می‌شود که باعث همگرا شدن x_3 به x_{3d} شود و در نتیجه حلقه کنترلی تکمیل می‌شود. با انجام این کار هدف دوم مساله کنترلی (صفر شدن فاصله بین موشک و هدف (R)) نیز برقرار خواهد شد.

دو سیگنال کنترلی مجازی با روش بازگشت به عقب به دست می‌آیند ولی سیگنال کنترلی واقعی که هدف اصلی این مقاله نیز است، از روش کنترلی عصبی بهینه محاسبه خواهند شد. برای محاسبه سیگنال‌های مجازی روابط 26 و 27 را خواهیم داشت.

$$S_1 = x_0 + cx_1 \quad (26)$$

$$x_{2d} = -(cb_1)^{-1}(x_1 + cf_1 + K_1 \tanh(S_1))$$

$$S_2 = x_2 - x_{2d} \quad (27)$$

$$x_{3d} = -(b_2)^{-1}(f_2 + K_2 \tanh(S_2))$$

در معادلات 26 و 27 c، K_1 و K_2 ضرایب ثابتی هستند که به کمک روش‌های بهینه‌سازی الگوریتم

ژنتیک و اجتماع ذرات در کنار متغیرهای مربوط به کنترل کننده واقعی در روش کنترلی به دست خواهند آمد.

3-3 طراحی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین آنلاین

در اکثر پروژه‌های کنترلی که استفاده از کنترل مدل پیش‌بین یک ضرورت محسوب می‌شود، به ویژه در پروژه‌های صنعتی به دلیل نیاز به سرعت و قابلیت اطمینان بالا در کنار ملاحظات هزینه‌ای، این نوع کنترل‌کننده تاکنون تقریباً تنها گزینه طراحان به حساب آمده است(A. Bemporad,2019). کنترل‌کننده مدل پیش را در حالت کلی می‌توان به دو روش برخط (ضمنی) و برون‌خط (صریح) پیاده‌سازی نمود. در پیاده‌سازی نوع برخط، مسئله بهینه‌سازی تابع هزینه کنترلی در هر گام زمانی به‌صورت برخط حل شده و جواب این مسئله تعیین‌کننده دستور کنترلی بهینه خواهد بود. ولی در روش برون‌خط، مسئله بهینه‌سازی مذکور یک بار برای تمام مقادیر ممکن بردار حالت حل شده و پاسخ بهینه به‌صورت یک تابع صریح از متغیرهای بردار حالت محاسبه و در حافظه کنترل‌کننده بارگذاری می‌شود. سپس کنترل‌کننده در هر گام زمانی بر اساس مقادیر متغیرهای بردار حالت، تابع مذکور را مقداردهی کرده و دستور کنترلی را بیان می‌کند. بدین ترتیب زمان مورد نیاز برای انجام محاسبات کنترلی کاهش یافته و پیاده‌سازی کنترل‌کننده بر روی سخت‌افزار کنترلی با حجم پردازشی محدود نیز میسر می‌شود.

کنترل‌کننده مدل پیش‌بین معمولاً به‌صورت زمان گسسته در سیستم‌های کنترلی پیاده‌سازی می‌شود. از این‌رو معادلات حالت را با استفاده از نگه‌دارنده مرتبه صفرو زمان نمونه‌برداری T_s، به فرم معادله فضای حالت زمان گسسته تبدیل می‌کنیم.

$$x(k+1) = A_d x(k) + B_d u(k) \tag{28}$$

بنابراین معادلات خروجی سیستم زمان‌گسسته نیز به فرم زیر خواهند بود.

$$y(k) = C_d x(k) \tag{29}$$

روابط (28) و (29) بیان‌گر مدلی هستند که کنترل‌کننده مدل پیش‌بین بر اساس آن توسعه می‌یابد. از این‌رو این مدل، اصطلاحاً مدل کنترل‌محور نامیده می‌شود. با هدف لحاظ کردن قید تعریف‌شده روی نرخ تغییرات شتاب در معادلات کنترلی و نیز ایجاد رفتار انتگرال‌گیری در کنترل‌کننده جهت کاهش خطای حالت ماندگار، ورودی کنترلی را با ارتباط دادن به مقدار افزایش آن در هر زمان نمونه‌برداری به‌صورت $u(k) = u(k-1) + \Delta u(k)$، در قالب متغیرهای حالت جدید به معادلات مدل کنترل‌محور قبلی اضافه می‌کنیم.

$$x_a(k+1) = A_a x_a(k) + B_a \Delta u(k)$$
$$\begin{bmatrix} x(k+1) \\ u(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_d & B_d \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_d \\ I \end{bmatrix} \Delta u(k) \quad (30)$$

به این مدل کنترل‌محور جدید در اصطلاح مدل افزوده گفته می‌شود. معادلات خروجی مدل افزوده به‌صورت زیر قابل‌بیان است.

$$y(k) = C_a x_a(k)$$
$$y(k) = [C_d \quad 0] \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} \quad (31)$$

علاوه بر این با تعریف N_p و N_c به عنوان افق‌های پیش‌بینی و کنترلی، معادلات ورودی خروجی مدل پیش‌بینی را می‌توان به کمک رابطه زیر محاسبه نمود.

$$Y = F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \phi \Delta U \quad (32)$$

در معادله مدل پیش‌بینی فوق می‌توان بردار Y را از رابطه

$$Y = \begin{bmatrix} y(k+1|k) \\ y(k+2|k) \\ \vdots \\ y(k+N_p|k) \end{bmatrix} \quad (33)$$

بردار ΔU را از رابطه (34)،

$$\Delta U = \begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta a_h(k|k) \\ \Delta a_h(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta a_h(k+N_c-1|k) \end{bmatrix} \quad (34)$$

ماتریس F را از رابطه (35)،

$$F = \begin{bmatrix} C_a A_a \\ C_a A_a^2 \\ \vdots \\ C_a A_a^{N_p} \end{bmatrix} \quad (35)$$

و نهایتاً ماتریس ϕ را از رابطه (36) به‌دست آورد.

$$\phi = \begin{bmatrix} C_a B_a & \dots & 0 \\ C_a A_a B_a & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ C_a A_a^{N_p} B_a & \dots & C_a A_a^{N_p - N_c} B_a \end{bmatrix} \quad (36)$$

3-3-1 تعریف مسئله بهینه‌سازی مقید کنترل مدل پیش‌بین آنلاین

اساس روش کنترل مدل پیش‌بین بر مبنای به‌کارگیری یک تابع از ورودی‌ها و خروجی‌ها (یا متغیرهای حالت) تحت عنوان تابع عملکرد است که باید ضمن ارضای قیود مسئله، در افق پیش‌بینی بهینه‌گردد. متغیرهای حالت در زمان آینده با استفاده از مدل پیش‌بین و شرایط سیستم در زمان حال $(x_a(k|k) = x_a(k))$ به عنوان شرایط اولیه رابطه محاسبه می‌گردند. با حل مسئله بهینه‌سازی فوق‌الذکر، دنباله ورودی‌های کنترلی به‌صورت $\Delta U = [\Delta a_h(k|k), \dots, \Delta a_h(k + N_{c-1}|k)]^T$ حاصل می‌شود. آن‌گاه بر اساس قاعده کنترلی افق نزولی، اولین ورودی این دنباله به سیستم کنترلی اعمال شده و همین روند مجدداً در گام‌های زمانی بعدی تکرار می‌شود.

از سویی دیگر تابع هزینه در کنترل مدل پیش‌بین معمولاً به‌صورت یک تابع خطی و یا تابع درجه دو انتخاب می‌شود. هرچند حل معادله درجه اول نسبت به حل معادله درجه دوم حجم محاسباتی کمتری نیاز دارد، اما وجود مقدار کمینه کلی در این روش تضمین‌شده نیست. از این‌رو، تابع هزینه به فرم یک تابع درجه دو انتخاب می‌شود تا به دلیل محدب‌بودن این تابع، وجود نقطه کمینه محلی معادل وجود نقطه کمینه کلی باشد (شرط لازم و کافی برای بهینه‌گی). تابع هزینه برای مسئله تعقیب به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$J = \sum_{i=1}^{N_p} [y(k + i|k) - r(k + i|k)]^T Q [y(k + i|k) - r(k + i|k)] + \sum_{j=0}^{N_c-1} \Delta u^T (k + j|k) R_w \Delta u(k + j|k) \quad (37)$$

در تابع هزینه مسئله مورد بررسی، Q یک ماتریس متقارن مثبت معین و R_w ماتریس وزن مثبت است. ضمناً $r(k + i|k) = [x_{r,d}(k + i|k) \quad v_{r,d}(k + i|k) \quad v_{h,d}(k + i|k)]^T$ بردار مرجع در طول پنجره پیش‌بینی بوده و بیان‌گر انتظار کنترل‌کننده از رفتار بردار مرجع در زمان‌های آینده می‌باشد. معمولاً مقادیر درایه‌های این بردار در طول پنجره پیش‌بینی، ثابت و مساوی مقادیر سیگنال مرجع در لحظه نمونه‌برداری k درنظر گرفته می‌شود. اما گاهاً می‌توان نحوه تغییرات سیگنال‌های مرجع کنترل‌کننده را از قبل پیش‌گویی کرد که به این قابلیت اصطلاحا "پیش‌دید کردن" سیگنال مرجع در کنترل مدل پیش‌بین گفته می‌شود. پیش‌دید کردن سیگنال مرجع در واقع به معنی تعریف دقیق‌تر انتظارات کنترلی در زمان آینده بوده و به‌ویژه در دینامیک‌های سریع باعث بهبود چشمگیر عمل‌کرد سیستم می‌شود.

می‌توان فرم ماتریسی تابع هزینه را به شکل زیر بیان نمود.

$$
\begin{aligned}
J &= \underbrace{\begin{bmatrix} y(k+1|k)-r(k+1|k) \\ y(k+2|k)-r(k+2|k) \\ \vdots \\ y(k+N_p|k)-r(k+N_p|k) \end{bmatrix}^T}_{Y^T-Ref^T} \underbrace{\begin{bmatrix} Q & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & Q \end{bmatrix}}_{\hat{Q}} \underbrace{\begin{bmatrix} y(k+1|k)-r(k+1) \\ y(k+2|k)-r(k+2) \\ \vdots \\ y(k+N_p|k)-r(k+N_p) \end{bmatrix}}_{Y-Ref} \\
&+ \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix}^T}_{\Delta U^T} \underbrace{\begin{bmatrix} R_w & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & R_w \end{bmatrix}}_{\widehat{R_w}} \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix}}_{\Delta U} \\
&= (Y-Ref)^T \hat{Q}(Y-Ref) + \Delta U^T \hat{R} \Delta U
\end{aligned} \tag{38}
$$

مشخص است که $\hat{Q}$ و $\widehat{R_w}$ ماتریس‌های مثبت معین هستند. با جایگزینی Y از روابط قبلی در تابع هزینه خواهیم داشت:

$$
\begin{aligned}
J &= \frac{1}{2}\Delta U^T \underbrace{2[\hat{R}_w + \phi^T \hat{Q} \phi]}_{\hat{H}} \Delta U + \underbrace{2\left(\begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix}^T F^T - Ref^T\right) \hat{Q} \phi}_{\hat{M}} \Delta U \\
&+ \underbrace{Ref^T \hat{Q} Ref + \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix}^T F^T \hat{Q} \left(F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} - 2Ref\right)}_{\hat{N}} \\
&= \frac{1}{2}\Delta U^T \hat{H} \Delta U + \hat{M} \Delta U + \hat{N}
\end{aligned} \tag{39}
$$

در رابطه فوق $\hat{H} = 2[\widehat{R_w} + \phi^T \hat{Q} \phi] \in \mathbb{R}^{N_c \times N_c}$ یک ماتریس متقارن مثبت معین بوده و بردار سطری $\hat{M} = 2([x^T(k) \quad u^T(k-1)]F^T - Ref^T)\hat{Q}\phi \in \mathbb{R}^{N_c}$ و همچنین ضریب اسکالر $N = Ref^T \hat{Q} Ref + [x^T(k) \quad u^T(k-1)]F^T \hat{Q}(F[x^T(k) \quad u^T(k-1)]^T - 2Ref) \in \mathbb{R}$ متغیر با زمان می باشند.

برای اعمال قیدهای مسئله، بردار سیگنال ورودی در پنجره کنترلی را به‌صورت زیر بازنویسی می‌کنیم.

$$
\begin{aligned}
\underbrace{\begin{bmatrix} u(k|k) \\ u(k+1|k) \\ \vdots \\ u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix}}_{U} &= \underbrace{\begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}}_{G_{1,\Delta U}} u(k-1) + \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ 1 & & \cdots & 1 \end{bmatrix}}_{G_{2,\Delta U}} \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix}}_{\Delta U} \\
&= G_{1,\Delta U} u(k-1) + G_{2,\Delta U} \Delta U
\end{aligned} \tag{40}
$$

با استفاده از (40) می‌توان قیدهای مسئله را در طول پنجره پیش‌بینی از طریق روابطی که در ادامه بیان می‌شوند، به‌دست آورد.

قید روی کنترل ورودی:

$$\begin{aligned} &U^{min} \le G_{1,\Delta U} u(k-1) + G_{2,\Delta U}\Delta U \le U^{max} \\ &\begin{cases} -G_{2,\Delta U}\Delta U \le G_{1,\Delta U} u(k-1) - U^{min} \\ G_{2,\Delta U}\Delta U \le -G_{1,\Delta U} u(k-1) + U^{max} \end{cases} \end{aligned} \quad (41)$$

قید روی تغییرات بردار ورودی کنترلی:

$$\begin{aligned} &\Delta U^{min} = [1 \quad \cdots \quad 1]^T j_{h,min} \\ &\Delta U^{max} = [1 \quad \cdots \quad 1]^T j_{h,max} \\ &\Delta U^{min} \le \Delta U \le \Delta U^{max} \\ &\begin{cases} -\Delta U \le -\Delta U^{min} \\ \Delta U \le \Delta U^{max} \end{cases} \end{aligned} \quad (42)$$

قید روی بردار خروجی:

$$\begin{aligned} &\Upsilon^{min} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{r,min} \\ v_{r,min} \\ v_{h,min} \end{bmatrix} \\ &\Upsilon^{max} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{r,max} \\ v_{r,max} \\ v_{h,max} \end{bmatrix} \\ &\begin{cases} -\phi\Delta U \le F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} - \Upsilon^{min} \\ \phi\Delta U \le -F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \Upsilon^{max} \end{cases} \end{aligned} \quad (43)$$

علاوه براین توجه شود که مقدار افزایش سیگنال ورودی بعد از افق کنترلی صفر در نظر گرفته می‌شود و از این‌رو، مقدار ورودی کنترلی ثابت باقی می‌ماند. به‌طور خلاصه، قیدهای سیستم را بر اساس تغییرات ورودی کنترلی در طول پنجره پیش‌بینی به‌صورت زیر می‌توان بیان کرد.

$$\begin{bmatrix} G_U \\ G_{\Delta U} \\ G_Y \end{bmatrix} \Delta U \le \begin{bmatrix} W_U \\ W_{\Delta U} \\ W_Y \end{bmatrix} \quad (44)$$

در رابطه نامساوی فوق، مقادیر به‌صورت بلوک ماتریسی بیان شده‌اند. هر یک از بلوک‌ها طبق روابط زیر قابل محاسبه هستند.

$$\begin{aligned} &G_U = \begin{bmatrix} -G_{2,\Delta U} \\ G_{2,\Delta U} \end{bmatrix} \\ &G_{\Delta U} = \begin{bmatrix} -I \\ I \end{bmatrix} \\ &G_Y = \begin{bmatrix} -\phi \\ \phi \end{bmatrix} \\ &W_U = \begin{bmatrix} G_{1,\Delta U} u(k-1) - U^{min} \\ -G_{1,\Delta U} u(k-1) + U^{max} \end{bmatrix} \\ &W_{\Delta U} = \begin{bmatrix} -\Delta U^{min} \\ \Delta U^{max} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (45)$$

$$W_Y = \begin{bmatrix} F\begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} - \Upsilon^{min} \\ -F\begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \Upsilon^{max} \end{bmatrix}$$

با تعریف $G = [G_U^T \quad G_{\Delta U}^T \quad G_Y^T]^T$ و

$W = [W_U^T \quad W_{\Delta U}^T \quad W_Y^T]^T$، مسئله بهینه‌سازی کنترل مدل پیش‌بین برخط برای سیستم کنترل سرعت تطبیقی در نهایت به‌صورت (46) بیان می شود.

$$\min_{\Delta U}\left(J = \frac{1}{2}\Delta U^T \widehat{H}\Delta U + \widehat{M}\Delta U + \widehat{N}\right) \quad s.t.\ G\Delta U \le W \tag{46}$$

3-3-2 حل مسئله بهینه‌سازی مقید

با توجه به این‌که تابع هزینه در مسئله مقاله از نوع محدب درجه دو بوده و قیدهای مسئله همگی آفین هستند، مسئله بهینه‌سازی از نوع برنامه‌ریزی درجه دو می‌باشد. مشخص است که در این مسئله صرفاً علاقمند به مقدار کمینه‌گر می‌باشیم و دانستن مقدار کمینه تابع هدف از اهمیت چندانی برخوادار نیست. با توجه به این‌که ترم $\widehat{N}$ نقشی در محاسبه گرادیان تابع هزینه ندارد، می‌توانیم از این ترم در ادامه محاسبات صرف نظر نماییم. لاگرانژین تابع هزینه و قیود مسئله بهینه‌سازی به شکل زیر تعریف می‌شود.

$$\mathscr{L}(\Delta U, \lambda) = \frac{1}{2}\Delta U^T \widehat{H}\Delta U + \widehat{M}\Delta U + \lambda^T(G\Delta U - W) \tag{47}$$

در رابطه بالا λ بردار ضرایب لاگرانژین می‌باشد. دوگان مسئله برنامه‌ریزی درجه دو اصلی به شکل زیر تعریف می‌شود.

$$d(\lambda) = \min_{\Delta U} \mathscr{L}(\Delta U, \lambda) = \min_{\Delta U}\left\{\frac{1}{2}\Delta U^T \widehat{H}\Delta U + \widehat{M}\Delta U + \lambda^T(G\Delta U - W)\right\} \tag{48}$$

بنابراین مسئله دوگان به شکل زیر بیان می گردد.

$$\max_{\substack{\lambda \\ \lambda_i \ge 0}}(d(\lambda)) = \max_{\substack{\lambda \\ \lambda_i \ge 0}}\left\{\min_{\Delta U}\left\{\frac{1}{2}\Delta U^T \widehat{H}\Delta U + \widehat{M}\Delta U + \lambda^T(G\Delta U - W)\right\}\right\} \tag{49}$$

برای هر λ دلخواه، تابع لاگرانژین فوق، محدب است. بنابراین شرط لازم و کافی برای بهینگی این است که مقدار گرادیان تابع لاگرانژین در نقطه کمینه صفر باشد.

$$\nabla_{\Delta U}\mathscr{L}(\Delta U, \lambda) = \widehat{H}^T \Delta U + \widehat{M}^T + G^T\lambda = 0 \tag{50}$$

با توجه به این‌که $\widehat{H} = \widehat{H}^T > 0$، ماتریس $\widehat{H}$ وارون پذیر می‌باشد. بنابراین می‌توان نوشت:

$$\Delta U = -\widehat{H}^{-1}(\widehat{M}^T + G^T\lambda) \quad (51)$$

با جایگذاری این مقدار در مسئله دوگان داریم:

$$\max_{\substack{\lambda \\ \lambda_i \geq 0}}(d(\lambda)) = \max_{\substack{\lambda \\ \lambda_i \geq 0}}\left\{-\frac{1}{2}\lambda^T\left(G\widehat{H}^{-1}G^T\right)\lambda - \lambda^T\left(W + G\widehat{H}^{-1}\widehat{M}^T\right) - \frac{1}{2}\widehat{M}\widehat{H}^{-1}\widehat{M}^T\right\} \quad (52)$$

برای محاسبه بردار ضرایب لاگرانژ بهینه، گرادیان رابطه فوق را محاسبه کرده و ریشه‌های آن را به‌دست می‌آوریم.

$$\nabla d(\lambda) = G\widehat{H}^{-1}G^T\lambda + G\widehat{H}^{-1}M^T + W = 0 \quad (53)$$

در صورتی که در مسئله اصلی هیچ قید زائدی نداشته باشیم، ماتریس G مرتبه‌کامل سطری خواهد بود و با توجه به این‌که ماتریس $\widehat{H}$ مرتبه‌کامل است، می‌توانیم بردار ضرایب لاگرانژ بهینه را به‌صورت زیر محاسبه کنیم.

$$\lambda^* = -\left(G\widehat{H}^{-1}G^T\right)_{left}^{-1}\left(G\widehat{H}^{-1}M^T + W\right) \quad (54)$$

با جایگذاری مقدار λ^* در (54)، بردار رشته تغییرات کنترلی بهینه در طول پنجره کنترلی به‌دست می‌آید.

$$\Delta U^* = -\widehat{H}^{-1}\left[\widehat{M}^T - G^T\left(G\widehat{H}^{-1}G^T\right)_{left}^{-1}\left(G\widehat{H}^{-1}M^T + W\right)\right] \quad (55)$$

توجه شود که در تعریف ماتریس M، اطلاعات بردار حالت تعمیم‌یافته $x_a(t)$ و بردار سیگنال مرجع گنجانده شده‌اند. ماتریس W نیز به بردار حالت تعمیم‌یافته وابستگی دارد. مقادیر این ماتریس‌ها در هر گام زمانی متناسب با تغییرات بردارهای حالت و سیگنال مرجع، تغییر نموده و بردار جدیدی از تغییرات بهینه دستورات کنترلی در طول افق کنترلی ایجاد می‌نمایند. در این فرمول‌بندی، فرض شده است که دستورات کنترلی در فاصله بین افق کنترلی و افق پیش‌بینی بدون تغییر خواهند ماند و از این‌رو مقدار ورودی کنترلی در این فاصله زمانی، ثابت در نظر گرفته شده است.

علاوه براین در استراتژی کنترلی افق نزولی، کنترل‌کننده در هر زمان نمونه‌برداری صرفاً اولین آرایه از بردار دستورات کنترلی بهینه در افق کنترلی را به سیستم اعمال می‌نماید. بنابراین، ورودی کنترلی برای زمان نمونه‌برداری k برابر خواهد بود با:

$$u^*(k) = \Delta u^*(k|k) + u(k-1) = [1 \quad 0 \quad \cdots \quad 0]\Delta U^* + u(k-1) \tag{56}$$

الف- شرایط کاروش-کن-تاکر برای بهینگی

با توجه به این‌که مسئله بهینه‌سازی از نوع برنامه‌ریزی درجه دو است، شرایط کاروش-کن-تاکر مرتبه اول تعیین کننده شرایط لازم و کافی برای وجود جواب بهینه کلی می‌باشند. این شرایط برای حل عددی مسئله مورد استفاده قرار می‌گیرد.

شرط لازم برای بهینگی:

$$\nabla \mathcal{L}(\Delta U^*, \lambda^*) = \widehat{H}^T \Delta U^* + \widehat{M}^T + G^T \lambda^* = 0 \tag{57}$$

شرط زائد مکمل:

$$\lambda_i (G_i \Delta U - W_i) = 0 \tag{58}$$

شرط امکان‌پذیری مسئله دوگان:

$$\lambda_i \geq 0 \tag{59}$$

شرط امکان‌پذیری مسئله اولیه:

$$G\Delta U - W \leq 0 \tag{60}$$

ب- حل عددی مسئله برنامه‌ریزی درجه دو کنترل مدل پیش‌بین

الگوریتم‌های حل مسایل بهینه از نوع برنامه‌ریزی درجه دو معمولاً با بررسی شرایط بهینگی کاروش-کن-تاکر و کمینه کردن اختلاف بین مقدار مسئله اولیه و دوگان به روش تکرار، نقطه بهینه تابع هدف را محاسبه می‌کنند. در این قسمت به‌طور خلاصه نحوه این محاسبه توضیح داده شده است.

بدیهی است هر بردار $\Delta \overline{U}$ در مجموعه جواب‌های امکان‌پذیر، یک کران بالا برای مقدار بهینه تابع هزینه $J(\Delta U)$ محسوب می شود و این یعنی $J(\Delta \overline{U}) \geq J^* = J(\Delta U^*)$ حال باید به دنبال ایجاد یک کران پایین برای این مسئله باشیم. با توجه به این‌که در لاگرانژین مسئله اصلی فرض بر این است که همه ضرایب لاگرانژین نامنفی هستند و قیود مسئله به‌صورت کوچک‌تر مساوی بیان شده‌اند، نامساوی $\lambda^T(G\Delta U - W) \leq 0$ همواره برقرار بوده و از این‌رو داریم:

$$\mathscr{L}(\Delta U,\lambda) \le \mathrm{J}(\Delta \mathrm{U} \tag{61}$$

با مینیمیم‌گیری از طرفین این نامساوی خواهیم داشت:

$$\min_{\Delta \mathrm{U}} \mathscr{L}(\Delta U,\lambda) \le \min_{\Delta \mathrm{U}} \mathrm{J}(\Delta \mathrm{U}) \quad s.t.\ G\Delta U - W \le 0 \tag{62}$$

رابطه بالا $\min_{\Delta \mathrm{U}} \mathcal{L}(\Delta U,\lambda)$ را به عنوان یک کران پایین برای مسئله اولیه ارائه می‌کند. بهترین کران پایین با بیشینه‌کردن تابع سود $\min_{\Delta \mathrm{U}} \mathcal{L}(\Delta U,\lambda)$ از طریق متغیرهای مسئله دوگان به‌دست می‌آید.

$$\max_{\substack{\lambda \\ \lambda_i \ge 0}} \left\{ \min_{\Delta \mathrm{U}} \mathscr{L}(\Delta U,\lambda) \right\} \le \min_{\Delta \mathrm{U}} \mathrm{J}(\Delta \mathrm{U}) \quad s.t.\ G\Delta U - W \le 0 \tag{63}$$

با تعریف تابع هزینه جدید به‌فرم $\mathrm{d}(\lambda) = \min_{\Delta \mathrm{U}} \mathcal{L}(\Delta U,\lambda)$، مسئله دوگان به‌صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\max_{\substack{\lambda \\ \lambda_i \ge 0}} d(\lambda) \tag{64}$$

در نتیجه مسئله اخیر، نامقید بوده و نقطه بهینه آن λ^* است. حل مسئله دوگان همواره بزرگ‌ترین کران پایین مسئله اولیه را ارائه می‌کند که به این خاصیت دوگانگی ضعیف گفته می‌شود. فرض کنید f^* و d^* به ترتیب مقادیر بهینه مسئله اولیه و دوگان باشند. همان‌طور که بیان شد همواره $d^* \le f^*$ بوده و از این‌رو $\varepsilon = d^* - f^*$ را شکاف دوگانگی می‌نامیم. درصورتی‌که شکاف دوگانی برابر صفر باشد، گفته می‌شود که دوگانگی قوی برقرار است.

هر جواب امکان‌پذیر مانند $\Delta\tilde{U}$ درون مجموعه جواب‌های ممکن، اطلاعات جدیدی در مورد کران بالای مسئله اولیه در اختیار قرار می‌دهد و به بیان دقیق تر $f^* \le f(\Delta\tilde{U})$. اگر بتوانیم یک جواب امکان‌پذیر مانند $\tilde{\lambda}$ برای مسئله دوگان نیز پیدا کنیم $d(\tilde{\lambda}) \le J^*$، خواهیم توانست یک بازه برای محل قرارگیری مقدار بهینه مسئله اولیه تشکیل دهیم که در آن $d(\tilde{\lambda}) \le J^* \le J(\Delta\tilde{U})$ برقرار باشد. بنابراین بدون دانستن مقدار دقیق J^* و تنها با دانستن مقدار شکاف دوگانگی می‌توان گفت که نقطه مورد نظر چه مقدار شبه بهینه است. الگوریتم‌های حل اولیه – دوگان، مسئله اولیه و دوگان را به‌طور تکراری حل می‌کنند و یک رشته از جواب‌های ممکن برای مسئله اولیه و دوگان مانند $\{\Delta\tilde{U}_k, \tilde{\lambda}_k\}_{k=0,1,\dots}$ تشکیل می‌دهند تا زمانی که شرط توقف $\varepsilon < \varepsilon_{desired}$ برقرار شود. در مسایل برنامه‌ریزی درجه دو محدب، امکان‌پذیر بودن جواب نشان دهنده دوگانگی قوی می‌باشد. بدین معنی که می‌توان شکاف دوگانگی مطلوب را به‌طور دلخواه کوچک انتخاب نمود.

3-3-3 نرم کردن قیدها

کلیه قیودی که تا کنون در مسئله تعریف شده‌اند، از نوع قید سخت می‌باشند و این بدان معناست که کنترل‌کننده در هیچ شرایطی نباید از آن‌ها تخطی نماید. قیود سختی که روی متغیرهای حالت و یا خروجی سیستم تعریف می‌شوند، گاهاً باعث مشکل عدم امکان‌پذیری جواب می‌شوند. به عنوان مثال، اغتشاشات مدل نشده ممکن است خروجی‌ها را به خارج از محدوده جواب‌های امکان‌پذیر منتقل کنند. بنابراین هیچ دستور کنترلی تعریف‌شده‌ای برای بازگرداندن خروجی‌ها به داخل محدوده مجاز در گام زمانی بعدی وجود نخواهد داشت. به همین دلیل، معمولاً قیود اعمال‌شده به خروجی (و متغیرهای حالت) نرم می‌شوند. با تعریف متغیر ε و بردار M می‌توان قیدهای بردار خروجی را به‌صورت زیر نرم کرد.

$$y_{\min} - M\varepsilon \le y \le y_{\max} + M\varepsilon \tag{65}$$

در رابطه اخیر $M_i \ge 0$ مقدار مرتبط با میزان نرم‌شدگی قید شماره i-ام خروجی است. همچنین برای کاهش میزان تخطی خروجی‌ها از مقادیر مجاز آن‌ها، ترم $\rho\varepsilon^2$ به تابع هدف اضافه می‌شود تا تخطی از قیود خروجی را جریمه کند (ρ یک عدد مثبت دلخواه به اندازه کافی بزرگ است). بنابراین ε نقش یک متغیر مستقل جدید در مسئله بهینه‌سازی را ایفا خواهد کرد.

از این روش می‌توان برای نرم کردن قیود ورودی کنترلی و یا تغییرات ورودی کنترلی نیز استفاده کرد. در مسائل تعقیب بردار مرجع به وسیله کنترل‌کننده دارای خاصیت انتگرال‌گیری، معمولاً توصیه بر این است که حتی‌الامکان قیود خروجی از نوع نرم انتخاب شده و قیود ورودی کنترلی یا تغییرات ورودی کنترلی نیز نرم شوند.

3-3-4 تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده مدل پیش‌بین

یکی از ویژگی‌های کنترل‌کننده مدل پیش‌بین در مقایسه با سایر رویکردهای کنترلی، تعدد پارامترهای قابل تنظیم در این نوع کنترل‌کننده می‌باشد. هر چند این ویژگی به طراح آزادی عمل بیشتری برای تنظیم بهتر رفتار کنترل‌کننده می‌دهد، ولی گاهاً تنظیم مناسب پارامترهای کنترل‌کننده خود به چالشی بزرگ برای وی تبدیل می‌شود. چرا که در زمان تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده، مصالحه بین اهداف متضادی همچون پایداری، چابکی، دقت ردیابی و سرعت کنترل‌کننده با در نظر داشتن محدودیت حجم محاسبات و حافظه کنترل‌کننده اجتناب‌ناپذیر است. تاکید بر این نکته ضروری است که بهینه بودن دستور کنترلی ارائه‌شده توسط کنترل‌کننده مدل پیش‌بین به‌طور کامل وابسته به تنظیم پارامترهای کنترلی بوده و در صورت عدم تنظیم مناسب این پارامترها، کنترل‌کننده کارایی مطلوبی ارائه نخواهد کرد.

از سویی دیگر طی سالیان متمادی توسعه و به‌کارگیری کنترل‌کننده مدل پیش‌بین در کاربردهای صنعتی، قواعدی کلی برای تنظیم پارامترهای این نوع کنترل‌کننده تدوین شده‌اند. به عنوان مثال، در مقالات مرتبط با تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده مدل پیش‌بین توصیه می‌شود که افق پیش‌بینی به اندازه‌ای بزرگ انتخاب شود تا بخش موثر دینامیک فرایند را در برگیرد. به‌طور مشخص برای یک سیستم حلقه باز پایدار گفته شده که80 تا 90 درصد زمان برخواست پاسخ حلقه باز سیستم به ورودی پله می‌تواند مقدار معقولی برای طول پنجره پیش‌بینی باشد. در مورد افق کنترلی، 10 الی 20 درصد طول پنجره پیش‌بینی در توصیه شده ولی انتخاب افق کنترلی بین 3 تا 5 یک قانون تجربی توصیه‌شده در ادبیات کنترل است(Garriga,2010).

3-3-5 پیاده‌سازی الگوریتم مدل پیش‌بین برخط

در این پروژه برای پیاده‌سازی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین برخط از جعبه‌ابزار کنترل پیش‌بین نرم‌افزار متلب استفاده شده است. این جعبه‌ابزار ضمن ارائه امکانات مورد نیاز برای طراحی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین ضمنی مقید با قابلیت پیش‌دید سیگنال مرجع، نیاز به ساخت مدل پیش‌بینی را از مدل کنترل‌محور مرتفع می‌سازد. برای انجام این کار، کافی است مدل دینامیکی حلقه باز سیستم را به‌عنوان مبنا قرار داده و یک شی از کلاس کنترل پیش‌بین تعریف کنیم، سپس ویژگی‌ها و روش‌های ارائه‌شده در این کلاس را به‌طور خاص مطابق با نیازهای مسئله تنظیم و سفارشی‌سازی کنیم.

3-3-5-1 توجیه برخط بودن الگوریتم پیشنهادی

کنترل‌کننده مدل پیش‌بین آنلاین (MPC) در این مقاله به صورت برخط (ضمنی) پیاده‌سازی شده است. این بدان معناست که در هر گام زمانی، مسئله بهینه‌سازی به‌صورت بلادرنگ حل می‌شود و مقدار بهینه ورودی کنترلی تعیین می‌گردد.

دلایل انتخاب پیاده‌سازی برخط:

الف. واکنش سریع به تغییرات دینامیکی:

در رهگیری اهداف مانورده، شرایط درگیری پیوسته تغییر می‌کند. بنابراین، تعیین ورودی کنترلی در لحظه بر اساس اطلاعات جدید، عملکرد بهتری نسبت به روش‌های آفلاین ارائه می‌دهد.

ب. عدم نیاز به ذخیره‌سازی جداول کنترلی:

روش‌های برون‌خط (صریح) معمولاً پاسخ‌های بهینه را از پیش برای همه مقادیر ممکن متغیرهای حالت محاسبه کرده و در جدول‌هایی ذخیره می‌کنند. این روش برای سامانه‌های پیچیده‌ای مانند هدایت موشک، که تعداد زیادی متغیر دارد، منجر به افزایش حجم محاسبات و حافظه مورد نیاز می‌شود.

ج. انعطاف‌پذیری در برابر تغییرات غیرمنتظره:

در روش‌های آفلاین، اگر شرایط محیطی یا مدل دینامیکی تغییر کند، ممکن است جداول ذخیره‌شده دیگر معتبر نباشند. در مقابل، روش برخط همیشه مقادیر جدید را براساس شرایط لحظه‌ای سیستم محاسبه می‌کند.

د. نحوه پیاده‌سازی برخط در مقاله:

در این مقاله، الگوریتم MPC بهینه‌سازی درجه دوم (QP) را در هر گام زمانی حل می‌کند.در هر لحظه بردار حالت کنونی سیستم دریافت می‌شود، سپس یک مسئله بهینه‌سازی مقید برای تعیین بهترین ورودی کنترلی حل می‌شود.تنها اولین مقدار ورودی محاسبه‌شده اعمال شده و فرآیند در گام بعدی تکرار می‌شود.

3-3-6 نحوه تنظیم ضرایب وزنی در MPC:

در این مقاله، ضرایب وزنی در تابع هزینه با توجه به نیازهای سیستم هدایت و کنترل تنظیم شده‌اند. مقدار Q معمولاً برای وضعیت‌هایی که نیاز به دقت بیشتر دارند، بزرگتر انتخاب می‌شود. به طور خاص، وضعیت‌هایی مانند فاصله از هدف یا زاویه انحراف ممکن است وزن بالاتری داشته باشند. مقدار Rبرای ورودی‌ها معمولاً به‌طور طبیعی باید کوچکتر باشد تا هزینه زیادی برای تغییرات کوچک ورودی‌ها ایجاد نشود. با این حال، این مقدار باید به‌گونه‌ای تنظیم شود که باعث جلوگیری از استفاده غیرمنطقی از ورودی‌های کنترلی نشود. مقدار P برای وضعیت نهایی ممکن است به نحوی تنظیم شود که سیستم در انتهای افق پیش‌بینی به وضعیت مطلوب برسد. انتخاب ضرایب وزنی در شبیه‌سازی‌ها: در این مقاله، ضرایب وزنی برای تابع هزینه به‌طور خودکار و با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی مانند PSO تنظیم شده‌اند. اگر Q بیشتر باشد، سیستم به وضعیت‌های هدف نزدیک‌تر خواهد شد، اما ممکن است سرعت واکنش کاهش یابد. اگر R بیشتر باشد، ورودی‌ها بیشتر محدود خواهند شد و سیستم ممکن است نتواند سریع به تغییرات پاسخ دهد. تنظیم مقدار P به‌طور خاص می‌تواند به سیستم کمک کند تا در انتهای افق پیش‌بینی به وضعیت مطلوب برسد، که برای موشک‌های هدایت‌شونده اهمیت زیادی دارد. بنابراین در مقاله شما، از تنظیم ضرایب وزنی در تابع هزینه MPC با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی به‌ویژه PSO برای بهینه‌سازی عملکرد سیستم هدایت و کنترل استفاده شده است. این تنظیمات باعث می‌شود که سیستم بتواند توازن مناسبی بین دقت ردیابی و کنترل ورودی برقرار کند و در نتیجه عملکرد بهتری در سناریوهای مختلف ارائه دهد.

3-3-7 تحلیل پایداری کنترل‌کننده و شرط امکان‌پذیری جواب

به‌طور کلی پایداری کنترل‌کننده مدل پیش‌بین از قبل تضمین‌شده نیست. علاوه بر این، ممکن است کنترل‌کننده متغیرهای حالت را به بخشی از فضای حالت هدایت کند که در آن نقطه هیچ پاسخ

بهینه‌ای که قیدهای مسئله را ارضا کند، در زمان محدود قابل‌محاسبه نباشد. بنابراین، کنترل‌کننده مدل پیش‌بین زمانی قابل پیاده‌سازی است که پایداری و شرط وجود جواب در تمام فضای مسئله مورد بررسی قرار گیرد.

پایداری حلقه بازخورد کنترل‌کننده مدل پیش‌بین توسط محققان متعددی مورد بررسی قرار گرفته است. اکثر رویکردهای اثبات پایداری کنترل مدل پیش‌بین در ذات وابسته به استدلال‌های کرتشی و گیلبرت هستند که نشان می‌دهند تحت برخی شرایط، تابع هدف بهینه در واقع یک تابع لیاپانوف است(Keerthi,1988). در این نوع کنترل‌کننده‌ها، پایداری عموماً یک تابع پیچیده از پارامترهای مختلف قابل تنظیم مانند N_p، N_c، P، Q و R_w می‌باشد. در صورت انتخاب افق کنترلی کوتاه، کنترل‌کننده می‌تواند به راحتی ناپایدار شود. برای جلوگیری از این وضعیت، می‌توان افق پیش‌بینی را بسیار بزرگ (و در حالت ایده‌آل بی‌نهایت) در نظر گرفت. پرواضح است که چنین انتخابی منجر به افزایش فزاینده حجم پردازش کنترل‌کننده خواهد شد.

روش دیگر ایجاد اطمینان از پایداری کنترل‌کننده برای یک افق پیش‌بینی دلخواه، اعمال قید تمام‌کننده روی آخرین بردار حالت در افق پیش‌بینی است(R. Rajamani,2012). بدین ترتیب اطمینان خواهیم داشت که بردار حالت در انتهای افق پیش‌بینی به یک بردار معین همگرا خواهد شد. اشکال روش مذکور این است که قید تساوی تمام‌کننده ممکن است باعث ناکارآمدی عمل‌کرد کنترل‌کننده شود. ضمناً برای این‌که چنین رویکردی قابل انجام باشد، سیستم حلقه باز علاوه بر پایدارپذیری، باید قابل دستیابی هم باشد(Lee,2011). همان‌طور که پیش‌تر نشان داده شد، سیستم مورد مطالعه در این پژوهش کنترل‌پذیر کامل نبوده و از این‌رو تمام بردارهای فضای حالت در این مسئله قابل‌دسترسی نیستند و نمی‌توان از این روش برای ایجاد اطمینان از پایداری کنترل‌کننده استفاده کرد. با این حال، نشان داده شده است که پایداری کنترل‌کننده با افق پیش‌بینی محدود در غیاب وجود قید تمام‌کننده نیز میسر می‌باشد. به‌طور مشخص، در (A. Zheng,1995) اثبات شده است که یک سیستم کنترلی حلقه بسته با کنترل‌کننده مدل پیش‌بین به‌صورت مجانبی کلی پایدار است اگر و تنها اگر مسئله بهینه‌سازی مرتبط با آن امکان‌پذیر باشد. بنابراین با نشان دادن این‌که مسئله بهینه‌سازی مقید در هر شرایطی امکان‌پذیر می‌باشد، می‌توان به‌طور ضمنی پایداری کنترل‌کننده را نیز اثبات نمود. در این مقاله ، پایداری کنترل‌کننده پیشنهادی (کنترل‌کننده مدل پیش‌بین آنلاین) در حالت مقید بررسی شده است. طبق آنچه در این بخش ذکر شد، پایداری این کنترل‌کننده به طور پیش‌فرض تضمین‌شده نیست، اما تحت شرایط خاصی می‌توان آن را اثبات کرد. به طور خلاصه، نتایج نشان می‌دهند که، کنترل‌کننده پیش‌بین مدل زمانی پایدار خواهد بود که مسئله بهینه‌سازی مرتبط با آن در هر گام زمانی امکان‌پذیر باشد. برای تضمین پایداری، می‌توان افق پیش‌بینی را بزرگ‌تر انتخاب کرد، اما این امر منجر به افزایش حجم پردازش می‌شود. رویکرد دیگر برای تضمین پایداری، اعمال

"قید تمام‌کننده" بر آخرین بردار حالت در افق پیش‌بینی است. اما این روش نیازمند کنترل‌پذیری کامل سیستم است، که در این تحقیق به‌طور کامل برقرار نیست. بر اساس تحقیقات قبلی (مانند مرجع [24])، اگر مسئله بهینه‌سازی همواره امکان‌پذیر باشد، کنترل‌کننده مدل پیش‌بین مجانبی پایدار خواهد بود. بنابراین، در این تحقیق پایداری کنترل‌کننده مدل پیش‌بین از طریق بررسی امکان‌پذیری همیشگی مسئله بهینه‌سازی بررسی شده و از این طریق، به‌صورت ضمنی پایداری آن تضمین شده است.

4- شبیه سازی

پس از تکمیل طراحی کنترل‌کننده‌های استفاده شده، در این‌بخش به بررسی عملکرد کنترل‌کننده‌های طراحی شده پرداخته می‌شود. پارامترهای موشک و مقادیر پارامترهای اولیه درگیری موشک و هدف، و شرایط اولیه در تمام این شبیه‌سازی‌ها یکسان و مطابق جدول 1 می‌باشد.

جدول 1. پارامترهای موشک آشیانه‌یاب[26]

مقادیر پارامترهای موشک		مقادیر پارامترهای اولیه درگیری موشک و هدف	
متغیر	مقدار	متغیر	مقدار
S	0. 42 m^2	$\theta(0)$	45 (deg)
L	0. 68 m	$\Phi_c(0)$	0 rad
m	1200 kg	ω_x	0. 1 rad/s
ρ	1. 1558 kg/m^3	ω_y	0. 1 rad/s
J_x	100 kg. m^2	ω_z	0. 2 rad/s
J_y	5700 kg. m^2	$x_m(0)$	0 m
J_z	5600 kg. m^2	$y_m(0)$	0 m
m_z^{α}	-28. 16	$z_m(0)$	0 m
$m_z^{\delta_z}$	-27. 92	V_m	600 m/s
m_y^{β}	-27. 31	V_t	600 m/s
$m_y^{\delta_y}$	-26. 57	$x_t(0)$	1136 m
m_x^{α}	0. 46	$y_t(0)$	8603 m
m_x^{β}	-0. 37	$z_t(0)$	5192. 8 m
$m_x^{\delta_x}$	2. 12	θ_{Lf}	30 (deg)
c_y^{α}	57. 16	ϕ_{Lf}	-30 (deg)
c_y^{β}	0. 08	a_T	19. 6*cos(t)
$c_y^{\delta_z}$	5. 74		
c_z^{α}	-56. 31		
c_z^{β}	-5. 62		

		0. 09	$c_z^{\delta_y}$

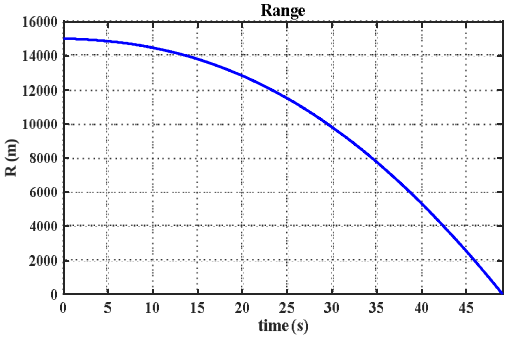
4-1 شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده PID

در این قسمت عملکرد کنترل‌کننده PID که پارامترهای آن‌ها توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول 2 تنظیم شده‌اند، بررسی می‌شوند.

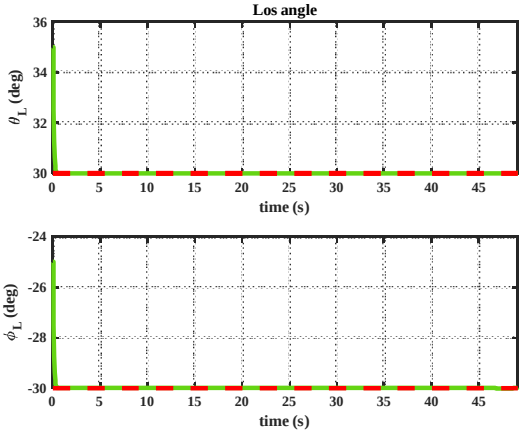
جدول 2. پارامترهای کنترل کننده PID

نوع بهره	مقدار بهره
بهره تناسبی (K_p)	0. 732
بهره انتگرالی (K_i)	0. 417
بهره مشتقی (K_d)	1. 669

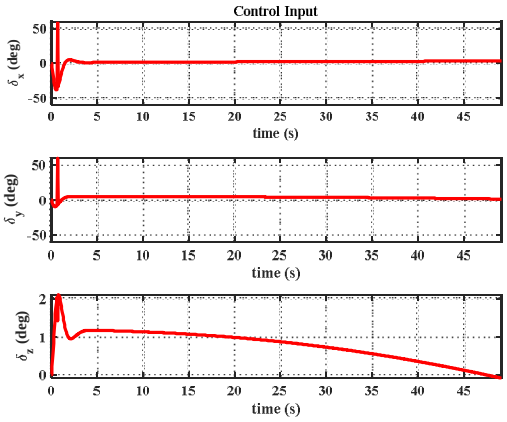
نتایج شبیه‌سازی برای عملکرد کنترل‌کننده PID در شکل 2الی 5 نشان داده شده است.



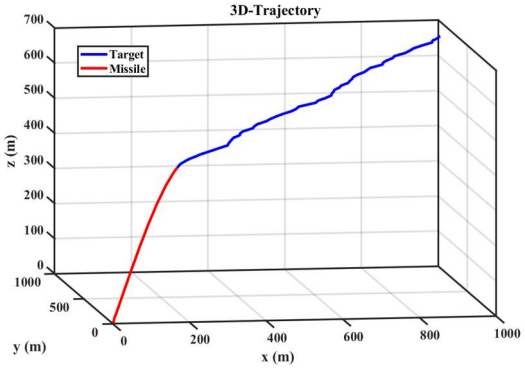
شکل 2- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده PID



شکل 3- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده PID



شکل 4- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده PID



شکل 5- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده PID

نمودارهای شکل‌های 2 و 3 نشان می‌دهد که در زمانی حدود 50 ثانیه، فاصله نسبی موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین زوایای ارتفاع و سمت در شروع پرواز به مقدار هدف خود می‌رسند. ورودی کنترلی در نمودار شکل 4 موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم شده در شکل 5 به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع 310 متری به هدف برخورد کند. در کل می‌توان گفت عملکرد کنترل کننده PID ضعیف ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده خیلی زیاد است، و برخورد موشک و هدف در ارتفاع پایینی اتفاق افتاده است که برای پدافندهای هوایی ارتفاع مناسبی نیست، چرا که در پدافندهای هوایی بهتر است برخورد موشک و هدف در ارتفاع بالاتری صورت گیرد و هدف به مواضع نزدیک نشود. همچنین در کنترل کننده PID زوایا در شروع پرواز موشک به مقادیر

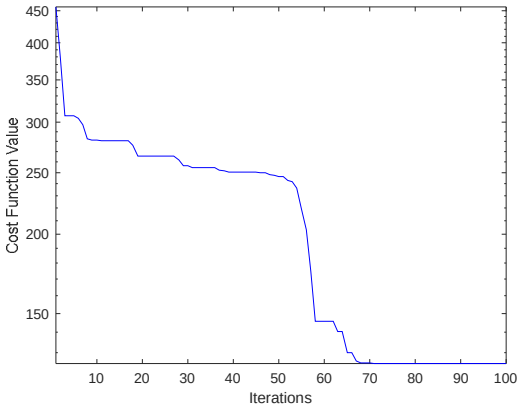
مرجع خود می‌رسند و در طی پرواز همگرا نمی‌شوند، و این امر باعث می شود هدف مسیر موشک را تشخیص دهد و برخورد موشک و هدف صورت نگیرد.

ضرایب کنترل کننده PID با استفاده از روش زیگلرنیکولز به دست آمده‌اند. خروجی این روش مناسب است و معمولاً بهتر از روش های بهینه سازی جواب می دهد. ابزارهای بهینه سازی در کنترل کننده PID زمان‌بر هستند و ممکن است با صرف زمان بسیار زیاد، نتیجه مطلوب حاصل نشود. همچنین برای کنترل کننده PID باید از خطی سازی استفاده شود، که این خطی سازی فقط در نقاط کاری محدودی جوابگو خواهد بود. با توجه به دینامیک موشک، خطی سازی برای همه حالت‌ها مورد اطمینان نیست، و حتی در صورتی که بهره های کنترل کننده PID از روش شبکه عصبی و فازی طراحی میشد، به علت آنکه خطی سازی انجام شد در همه حالت‌ها معتبر نیست. مضافاً اینکه با تغییرات ضرایب کنترل کننده PID، نتایج آن در مقایسه با سایر کنترل کننده‌ها بهبود نمی یابد. حتی اگر بتوان به چنین حالتی هم دست پیدا کرد، تلاش کنترلی آن به شدت زیاد شده و سیستم در حالت اشباع قرار خواهد گرفت. در نتیجه PID یک کنترل کننده مناسبی برای این سیستم نمی‌باشد. به علاوه، زمان برخورد موشک-هدف با کنترل کننده PID در حدی بالا می‌باشد که این کنترل کننده برای برخورد موشک به هدف در سناریوی مورد نظر این تحقیق مناسب نمی‌باشد. در مساله برخورد موشک و هدف، زمان نقش بسیار کلیدی ایفا می‌نماید حتی اگر قدری تلاش کنترلی بیشتر شود. در انتها میتوان گفت کنترل کننده PID اگرچه ساده‌تر است، ولی برای سیستم های پیچیده بدرستی پاسخ نمی دهد. در صورتی هم که جواب های خروجی بهتر شوند، تلاش کنترلی آن بصورت غیرقابل حصول بالا خواهد بود. در نتیجه یک کنترل کننده که برای سیستم های غیرخطی پیچیده مناسب باشد، مطمئن‌تر خواهد بود.

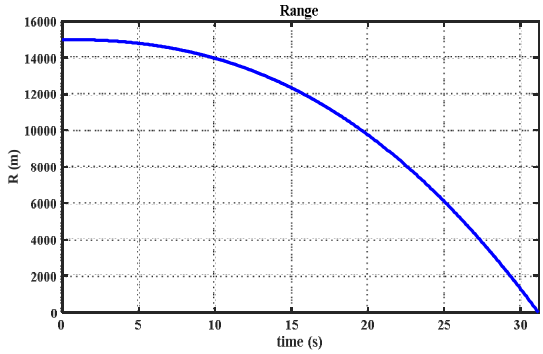
4-2 شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده LQR

به منظور شبیه سازی کنترل کننده LQR، ابتدا مقادیر مناسب برای ماتریس های Q و R برای درگیری هدف-موشک مورد نظر در این تحقیق با استفاده از الگوریتم بهینه سازی ازدحام ذرات استخراج و تعیین شدند. با استفاده از این دو ماتریس در تابع هزینه، تغییرات مقادیر تابع هزینه بدست آمده و در شکل 6 قابل مشاهده می‌باشد. ملاحظه می‌گردد که زمان رسیدن تا انتهای شبیه‌سازی، برای الگوریتم PSO، به مقدار 1154 ثانیه می‌باشد.

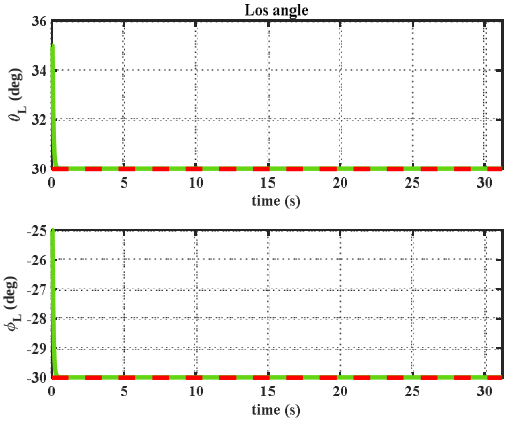
در ادامه، با استفاده از ماتریس های حالت خطی سازی شده و معادله ریکاتی، ماتریس بهره و ورودی کنترلی محاسبه می شود و نتایج حاصل از شبیه سازی در شکل های 7 الی 10 ملاحظه می‌باشد.



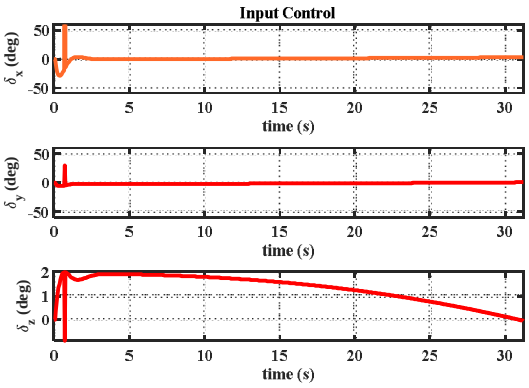
شکل 6- تغییرات تابع هزینه در بهینه‌سازی با کنترل کننده LQR – الگوریتم ژنتیک



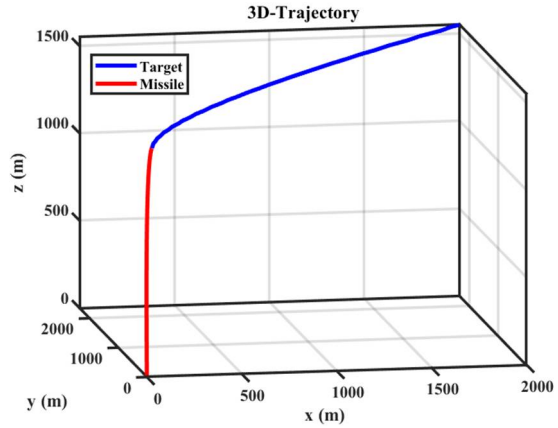
شکل 7- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده LQR



شکل 8- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده LQR



شکل 9- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده LQR



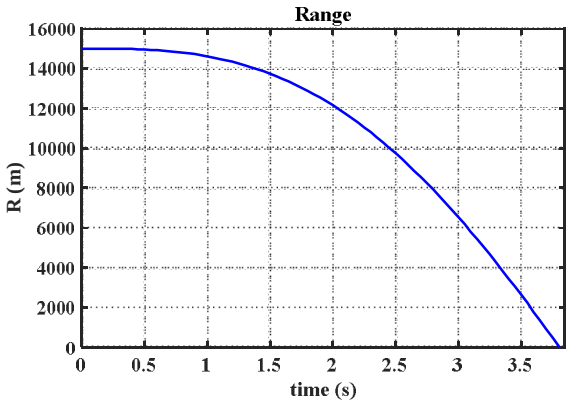
شکل 10- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده LQR

نمودارهای شکل‌های 7 و 8 نشان می‌دهد که در زمانی حدود 32 ثانیه، فاصله نسبی موشک و هدف به صفر می‌رسد و برخورد صورت می‌گیرد. همچنین زوایای ارتفاع و سمت در شروع پرواز به مقدار هدف خود می‌رسند. ورودی کنترلی در نمودار شکل 9 موجب شده موشک طبق مسیرحرکت رسم شده در شکل 10 به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع 823 متری به هدف برخورد کند. همانطور که اشاره شد، در طراحی کنترل کننده LQR از روش بهینه سازی ازدحام ذرات برای محاسبه ماتریس های وزن استفاده شد که باعث شد این کنترل کننده عملکرد بهتری نسبت به کنترل کننده PID داشته باشد. اگرچه نتیجه بهتری حاصل شد لاکن می‌توان گفت عملکرد کنترل کننده LQR متوسط ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده برای یک درگیری زمین-به-هوا با برد کوتاه همچنان زیاد است، و ارتفاع برخورد موشک و هدف نیز همچنان در ارتفاع پایینی اتفاق افتاده

است و مناسب برای پدافندهای هوایی نیست. همانطور که قبلاً بیان شد، در پدافندهای هوایی کوتاه-برد بهتر است برخورد موشک و هدف در ارتفاع بالاتری صورت گیرد و هدف به مواضع پدافندی نزدیک نشود. همچنین در کنترل کننده LQR زوایا در شروع پرواز موشک به مقادیر مرجع خود می‌رسند و در طی پرواز همگرا نمی‌شوند، که این امر باعث می‌شود هدف بتواند مسیر موشک را تشخیص داده و تلاش نموده از برخورد با موشک فرار نماید. ماتریس های وزن کنترل کننده LQR با استفاده از روش بهینه سازی ازدحام ذرات به دست آمده‌اند. همچنین برای کنترل کننده LQR باید از خطی سازی استفاده شود، که این خطی سازی فقط در نقاط کاری محدودی جوابگو خواهد بود. با توجه به دینامیک موشک، خطی سازی مورد اطمینان برای همه حالت‌ها نیست. زمان برخورد در کنترل کننده LQR بالا بوده که مطلوب نیست چرا که در مساله برخورد موشک و هدف، زمان نقش بسیار کلیدی و تعیین کننده در درگیری دارد.

4-3 شبیه سازی عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین آنلاین

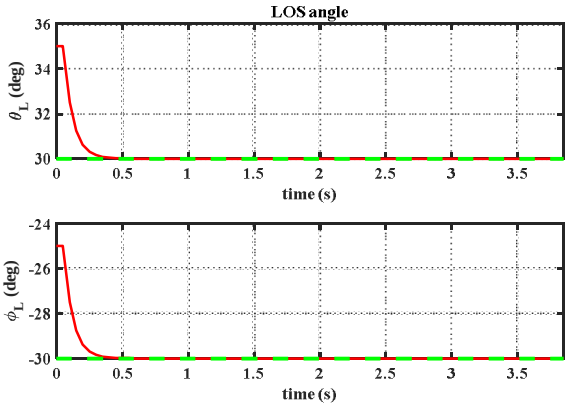
در این قسمت عملکرد کنترل‌کننده پیش بین مدل بررسی می‌شود.



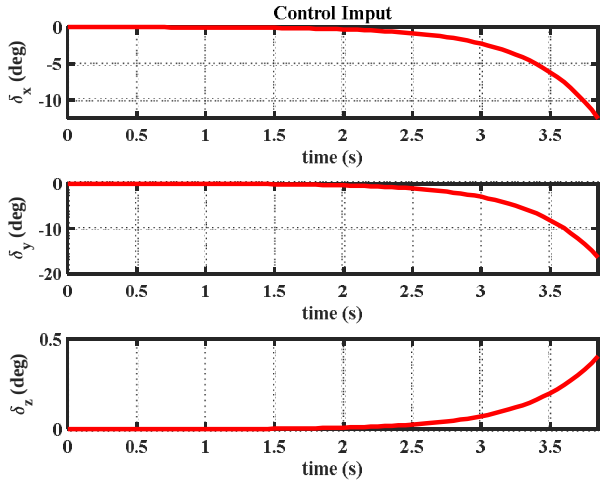
شکل 11- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده پیش‌بین مدل آنلاین

نمودار شکل 11 فاصله نسبی بین موشک و هدف را نشان می دهد که این فاصله نسبی در حدود 3 ثانیه به صفر می‌رسد و برخورد صورت می‌گیرد. این زمان، برای پدافندهای هوایی در بردهای کوتاه زمان مناسبی می باشد، چرا که پس از شلیک، موشک در این زمان کوتاه بسرعت به سمت هدف رفته و موشک فرصتی به هدف برای دادن مانور و فرار از برخورد با موشک باقی نمیگذارد. همچنین شکل 12 نشان می دهد که زوایای پرواز در زمان مناسبی همگرا می شوند. بر اساس شکل 13 ورودی کنترلی نیز به خوبی اعمال شده است. این ورودی کنترلی موجب شده موشک طبق مسیر حرکت رسم

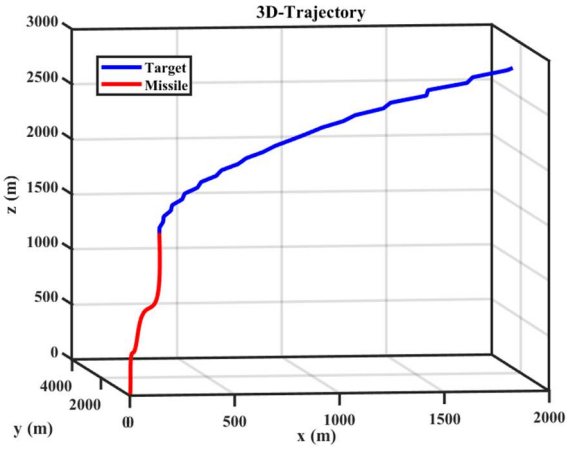
شده در شکل 14 به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع 1260 متری به هدف برخورد نماید. همچنین در طراحی این کنترل‌کننده، افق پیش‌بینی برابر 20 و افق کنترلی برابر 5 در نظرگرفته شده است. کنترل‌کننده مدل پیش‌بین در این مقاله به‌صورت برخط اجرا شده و در هر گام زمانی یک مسئله بهینه‌سازی حل می‌شود. این روش بر اساس حل عددی یک مسئله برنامه‌ریزی درجه دوم (QP) عمل می‌کند، بنابراین حل بسته ارائه نشده است و مقدار بهینه ورودی کنترلی در لحظه محاسبه و اعمال می‌شود .این ساختار باعث بهبود عملکرد موشک در رهگیری اهداف مانورده و افزایش دقت کنترل نسبت به روش‌های کلاسیک مانند PID و LQR شده است.



شکل 12- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده پیش‌بین مدل آنلاین



شکل 13- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده پیش‌بین مدل آنلاین



شکل 14- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده پیش‌بین مدل آنلاین

در طراحی کنترل کننده MPC از روش آنلاین استفاده شد و با توجه به شبیه سازی‌ها این کنترل کننده عملکرد خیلی بهتری نسبت به کنترل کننده PID و LQR داشته است. می‌توان گفت عملکرد کنترل کننده MPC عالی ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده برای یک درگیری زمین-به-هوا با برد کوتاه مناسب است، و ارتفاع برخورد موشک و هدف نیز همچنان در ارتفاع خوبی اتفاق افتاده است و مناسب برای پدافندهای هوایی است. همانطور که قبلاً بیان شد، در پدافندهای هوایی کوتاه-برد بهتر است برخورد موشک و هدف در ارتفاع بالاتری صورت گیرد و هدف به مواضع پدافندی نزدیک نشود.

4-3-1 حد قیود در شبیه‌سازی کنترل کننده مدل پیش بین آنلاین

دراین بخش باید مقدار دقیق قیود و محدودیت‌ها برای سیستم هدایت و کنترل موشک بیان شود. این شامل محدودیت‌های سرعت و شتاب موشک که در سناریو موشک و هدف مورد استفاده قرار گرفته است. محدودیت‌های زاویه‌ای برای جلوگیری از مسیرهای غیرقابل‌قبول موشک. محدودیت‌های فیزیکی مانند محدودیت نیروی محرکه موشک، که امکان تولید شتاب بیش از حد را نمی‌دهد. حد سرعت برای موشک باید در هر لحظه کمتر از 2000 متر بر ثانیه باشد. حد زاویه حمله و زاویه خط دید باید در محدوده‌ای معین باقی بمانند که بین 30- الی 30+ در نظر گرفته می‌شود. حد شتاب موشک نباید از 10 متربرثانیه بیشتر شود.

اعمال این قیود در شبیه‌سازی‌ها تأثیر مستقیم بر رفتار سیستم دارند. محدودیت‌های وضعیت

ممکن است باعث کاهش دقت ردیابی هدف شوند، زیرا سیستم مجبور است حرکت خود را در چارچوب این قیود انجام دهد. محدودیت‌های ورودی باعث می‌شود که ورودی‌های کنترلی (مانند نیرو یا شتاب) در مقادیر معقول نگه داشته شوند و از استفاده غیرمجاز از منابع جلوگیری شود. محدودیت‌های نهایی بر رسیدن سیستم به وضعیت مطلوب در انتهای افق پیش‌بینی تأثیرگذار هستند. در نتیجه، این قیود باید به‌طور دقیق تنظیم شوند تا تعادلی بین دقت ردیابی هدف و پایداری سیستم برقرار گردد.

4-3-2 تحلیل پارامتر $\rho\varepsilon^2$ در مدل MPC

در این بخش، مقدار دقیق پارامتر $\rho\varepsilon^2$ برای هر سناریو مشخص شده و دلیل انتخاب آن بیان شده است. این پارامتر نقش کلیدی در تنظیم سختی قیود و انعطاف‌پذیری کنترل‌کننده دارد. مقادیر انتخاب‌شده برای $\rho\varepsilon^2$ در سناریوهای مختلف به شرح زیر است:

کنترل‌کنندهPID:مقدار $\rho\varepsilon^2$ در این کنترل‌کننده صفر در نظر گرفته شده است، زیرا در این روش کنترلی نیازی به قیود نرم‌شده وجود ندارد.

کنترل‌کننده LQR :مقدار $\rho\varepsilon^2$ برابر با 0.001 انتخاب شد تا میزان سختی قیود حفظ شود و در عین حال پاسخ سیستم بیش از حد نوسانی نباشد.

کنترل‌کنندهMPC :مقدار $\rho\varepsilon^2 = 0.01$ انتخاب شد که باعث ایجاد توازن بین سختی قیود و انعطاف‌پذیری کنترل‌کننده در شرایط عملیاتی شد. مقدار بیشتر از این مقدار باعث کاهش انعطاف‌پذیری سیستم و مقدار کمتر از این مقدار باعث نادیده گرفتن قیود می‌شد.

مقایسه عملکرد سیستم در حالت‌های مختلف این پارامتر نشان داد که افزایش مقدار $\rho\varepsilon^2$ بیش از حد معین، باعث کند شدن واکنش سیستم و کاهش دقت ردیابی می‌شود، در حالی که مقدار خیلی کوچک آن ممکن است باعث نقض قیود و افزایش خطا شود .تأثیر مقدار $\rho\varepsilon^2$ بر عملکرد سیستم کنترل در سه جنبه پایداری، سرعت واکنش و دقت ردیابی بررسی شد:

پایداری: مقادیر متوسط $\rho\varepsilon^2$ (حدود 0.01) به پایداری مطلوب سیستم کمک کردند. مقدار کمتر از این باعث ناپایداری کنترل‌کننده به دلیل نادیده گرفتن قیود شده و مقدار بسیار بالا باعث سخت شدن کنترل و عدم توانایی در واکنش سریع شد.

سرعت واکنش: مقدار $\rho\varepsilon^2 = 0.01$ زمان برخورد را در حداقل مقدار خود نگه داشت، در حالی که مقادیر بالاتر موجب تأخیر در اجرای دستورات کنترلی شدند.

دقت ردیابی: مقدار متوسط $\rho\varepsilon^2$ باعث بهینه‌سازی مسیر موشک و کاهش خطای ردیابی شد، در حالی که مقادیر کم‌تر موجب افزایش خطای برخورد و مقادیر زیادتر موجب افت پاسخ کنترلی شدند.

بنابراین، انتخاب مقدار $\rho\varepsilon^2 = 0.01$ برای کنترل‌کننده MPC به عنوان مقدار بهینه در این پژوهش معرفی شد، چرا که توازن مناسبی بین سختی قیود، انعطاف‌پذیری سیستم، و دقت کنترل ایجاد کرد.

در انتها، مقایسه کمی بین نتایج حاصل از کنترل کننده های مورد بررسی در این مقاله در جدول 3 ارائه شده است.

جدول 3: مقایسه کمی کنترل کننده های مقاله

	PID	LQR	MPC
زمان برخورد موشک(s)	49. 66	32. 3	3. 72
ارتفاع برخورد موشک(m)	310	823	1260

5- نتیجه گیری

در این مقاله، رویکردی نوآورانه برای هدایت و کنترل موشک‌های زمین‌به‌هوا ارائه شد که هدف اصلی آن بهبود عملکرد سامانه در رهگیری اهداف مانورده و کاهش خطاها بود. برای این منظور، سه روش کنترلی شامل کنترل‌کنندهPID ، LQR و کنترل‌کننده پیش‌بین مدل آنلاین (MPC) مورد بررسی و مقایسه قرار گرفتند. کنترل‌کننده PID به‌عنوان یک روش ساده و کلاسیک، اگرچه عملکرد پایه‌ای را فراهم می‌آورد، اما در مواجهه با سامانه‌های پیچیده و غیرخطی، ضعف‌هایی را نشان داد. این روش به دلیل عدم توانایی در پاسخ‌دهی به تغییرات سریع و نیاز به خطی‌سازی سیستم، نتایج مطلوبی ارائه نکرد. زمان زیاد برخورد (حدود 50 ثانیه) و ارتفاع پایین برخورد (310 متر) از جمله محدودیت‌های این روش بودند. کنترل‌کننده LQR که از تکنیک‌های بهینه‌سازی برای تعیین بهره‌ها استفاده می‌کند، عملکرد بهتری نسبت به PID داشت. این روش با کاهش زمان برخورد به حدود 3 ثانیه و افزایش ارتفاع برخورد به 823 متر، نشان داد که می‌تواند در سناریوهای ساده‌تر کارایی قابل قبولی داشته باشد. با این حال، محدودیت‌های این روش در نیاز به خطی‌سازی و عدم توانایی در واکنش به دینامیک‌های پیچیده و تغییرپذیر، کارایی آن را برای سناریوهای پیچیده محدود می‌کند. در مقابل، کنترل‌کننده MPC با ارائه پاسخ‌های کنترلی دقیق‌تر و حل مسائل بهینه‌سازی در زمان واقعی،

توانست به بهترین نتایج دست یابد. این روش با کاهش زمان برخورد به حدود 3 و افزایش ارتفاع برخورد به 1260 متر، نشان داد که می‌تواند نیازهای سامانه‌های دفاعی مدرن را برآورده کند. علاوه بر این، توانایی این کنترل‌کننده در اعمال قیود بر ورودی‌ها و خروجی‌ها، واکنش به تغییرات سریع دینامیکی و کاهش خطاهای هدایت و کنترل، آن را به یک ابزار قدرتمند برای سیستم‌های پدافند هوایی تبدیل کرده است. نتایج حاصل از این تحقیق، نقش حیاتی کنترل مدل پیش‌بین را در سامانه‌های پیشرفته هدایت و کنترل موشک نشان می‌دهد و تأکید می‌کند که استفاده از روش‌های پیشرفته، نه تنها عملکرد سامانه را بهبود می‌بخشد، بلکه قابلیت اطمینان و موفقیت آن را در شرایط بحرانی افزایش می‌دهد. همچنین هدف مقاله طراحی سیستمی بود که با کاهش زمان برخورد و بهبود دقت، کارایی موشک را در رهگیری اهداف افزایش دهد. کنترل‌کننده MPC این اهداف را به‌طور کامل محقق کرده و نشان داده که روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی آنلاین می‌توانند در کاربردهای پدافند هوایی بسیار مؤثر باشند. این دستاوردها نشان می‌دهند که استفاده از رویکردهای پیشرفته، همچون کنترل مدل پیش‌بین، نه تنها زمان پاسخ را بهبود می‌بخشد، بلکه قابلیت اطمینان سیستم را در شرایط بحرانی افزایش می‌دهد. در نهایت، این تحقیق نشان داد که استفاده از مدل‌های پیشرفته در طراحی سیستم‌های هدایت و کنترل، مانند کنترل‌کننده مدل پیش‌بین آنلاین(MPC) ، می‌تواند گام مؤثری در بهبود کارایی سامانه‌های دفاعی و افزایش توانمندی آن‌ها در مقابله با تهدیدات هوایی مدرن باشد. این مدل‌ها با بهره‌گیری از رویکردهای نوین بهینه‌سازی و پیش‌بینی، قادرند در شرایط پیچیده عملیاتی و در مواجهه با اهداف مانورده، عملکرد دقیق‌تر و سریع‌تری از خود نشان دهند. علاوه بر این، استفاده از چنین مدل‌هایی در سامانه‌های دفاعی، قابلیت اطمینان و پایداری عملکرد را افزایش داده و به توسعه سامانه‌هایی کمک می‌کند که قادر به عملکرد مؤثر در محیط‌های نامطمئن و پرچالش باشند. در نتیجه، این تحقیق راه را برای استفاده گسترده‌تر از تکنیک‌های پیشرفته کنترلی در سامانه‌های دفاعی و پدافندی آینده هموار می‌کند و نشان‌دهنده‌ی اهمیت فناوری‌های نوین در تأمین امنیت ملی و مقابله با تهدیدات هوایی پیشرفته است.

6 - منابع

Zarchan, P. (2012). Tactical and strategic missile guidance. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.

Palumbo, N. F., Blauwkamp, R. A., & Lloyd, J. M. (2010). Basic principles of homing guidance. Johns Hopkins APL Technical Digest, 29(1), 25-41.

Harl, N., & Balakrishnan, S. (2010). Reentry terminal guidance through sliding mode control. Journal of guidance, control, and dynamics, 33(1), 186-199. https://doi.org/10.2514/1.42654

Wang, X. H., Tan, C. P., & Cheng, L. P. (2020). Impact time and angle constrained integrated guidance and control with application to salvo attack. Asian Journal of Control, 22(3), 1211-1220. https://doi.org/10.1002/asjc.1991

Tian, J., Ma, X., Xia, X., Yan, H., & Zhou, W. (2020). Integrated guidance and control for missile with narrow field-of-view strapdown seeker. ISA transactions, 106, 124-137. https://doi.org/10.1016/j.isatra.2020.06.012

Sinha, A., Kumar, S. R., & Mukherjee, D. (2021). Integrated guidance and control for dual control interceptors under impact time constraint. In AIAA Scitech 2021 Forum. https://doi.org/10.2514/6.2021-1463

Guo, J., Peng, Q., & Guo, Z. (2021). SMC-based integrated guidance and control for beam riding missiles with limited LBPU. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 57(5), 2969-2978. DOI: 10.1109/TAES.2021.3069035

Zhao, B., Feng, Z., & Guo, J. (2021). Integral barrier Lyapunov functions-based integrated guidance and control design for strap-down missile with field-of-view constraint. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 43(6), 1464-1477. https://doi.org/10.1177/014233122098132

Li, Z., Zhao, J., Dong, Q., & Fu, Y. (2022). Field-to-View Constrained Integrated Guidance and Control for Hypersonic Homing Missiles Intercepting Supersonic Maneuvering Targets. Aerospace, 9(11), 640. https://doi.org/10.3390/aerospace9110640

Fu, Z., Zhang, K., & Yang, S. (2022). Research on three-dimensional integrated guidance and control design with multiple constraints. International Journal of Aerospace Engineering, 2022(1), 6296770. https://doi.org/10.1155/2022/6296770

Zhou, H., & Zhao, X. (2022). Robust Integrated Guidance and Control Design for Angle Penetration Attack of Multimissiles. International Journal of Aerospace Engineering, 2022(1), 9391236. https://doi.org/10.1155/2022/9391236

Liang, X., Jiang, C., Pan, Y., Zhang, W., & Xu, J. (2023). Adaptive NN control of integrated guidance and control systems based on disturbance observer. Journal of the Franklin Institute, 360(1), 65-86. https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2022.11.040

Li, Z., Zhao, J., Li, Y., Ma, K., & Zhao, C. (2023). Three-dimensional approximate cooperative integrated guidance and control with fixed-impact time and azimuth constraints. Aerospace Science and Technology, 142, 108617. https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108617

Dong, Y., Gao, C., Liu, C., Yang, W., & Zhang, Y. (2023). Research on the Integrated Design of Missile Guidance Control Considering the Angle of Attack Constraint. Academic Journal of Engineering and Technology Science, 6(2), 7-16. DOI: 10.25236/AJETS.2023.060202

Tang, X., Yang, S., Hu, M., & Zhang, W. (2024). Integrated guidance and control with impact angle and general field-of-view constraints. Aerospace Science and Technology, 144, 108809. https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108809

Guo, J., Zhou, Y., & Zhou, M. (2024). Adaptive control law based integrated guidance and control design for missile with the radome error compensation. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 238(4), 361-371. https://doi.org/10.1177/0954410023122407

Ma, S., Li, A., & Wang, Z. (2020). Integrated Guidance and Control for Homing Missiles with Terminal Angular Constraint in Three Dimension Space. In IEEE International Conference on Artificial Intelligence and Information Systems, Dalian, China. DOI: 10.1109/ICAIIS49377.2020.9194808

Bemporad, A. (2016, July 14). Recent advances in embedded model predictive control. Michigan Engineering. [Online]. Available: https://www.youtube.com/watch?v=ugeCx1sytNU. [Accessed 1 June 2019].

Garriga, J. L., & Soroush, M. (2010). Model predictive control tuning methods: A review. Industrial & Engineering Chemistry Research, 49(8), 3505-3515. https://doi.org/10.1021/ie900323c

Keerthi, S. S., & Gilbert, E. G. (1988). Optimal infinite-horizon feedback control laws for a general class of constrained discrete-time systems: stability and moving-horizon approximations. Optimal Theory and Applications, 57, 265-293.

Rajamani, R. (2012). Vehicle dynamics and control. In Mechanical Engineering Series (pp. 87-109 & 241-162). Springer.

Lee, J. H. (2011). Model predictive control: review of the three decades of development. International Journal of Control, Automation and Systems, 9, 415–424.

Zheng, A., & Morari, M. (1995). Stability of model predictive control with mixed constraints. IEEE Transactions on Automatic Control, 40(10), 1818-1823. DOI: 10.1109/9.467664