Quarterly Journal of Defense Technology Engineering Imam Ali University
Spring 2025, Vol. 41

Original Research

Enhancing the Tracking Capability of Homing Missiles Using a Hybrid Approach of Model Predictive Control and Neural Networks

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: 2025.03.28
Accepted: 2025.05.07
Published: 2025.06.08

Keyword:
Neural Network-Based Model Predictive Control ,Intelligent Missile Control ,Simulation and Analysis of Air Defense Systems ,Guidance System Performance Optimization

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

ABSTRACT

Effective missile guidance demands intelligent control strategies and integrated system modeling. This study proposes a hybrid framework combining Model Predictive Control (MPC) with a neural network to enhance the tracking accuracy and reduce the flight time of homing missiles. In this configuration, the neural network functions as an adaptive identifier, learning the system dynamics online without requiring an exact analytical model. The synergy between the predictive capability of MPC and the learning adaptability of neural networks leads to improved interception performance against maneuvering targets. Three-dimensional simulations demonstrate that the proposed approach significantly reduces both the miss distance and time-to-target when compared to traditional controllers such as PID and sliding mode control. These results indicate the high potential of the proposed method for next-generation air defense applications.

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

بهار 1404 ، دوره 41

مقاله پژوهشی

افزایش قابلیت رهگیری موشک‌های هومینگ با استفاده از رویکرد ترکیبی کنترل پیش‌بین و شبکه عصبی

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: 1404/01/08

پذیرش مقاله: 1404/02/17

انتشار مقاله: 1404/03/18

کلید واژگان:

کنترل پیش‌بین مدل عصبی،

کنترل هوشمند موشک،

شبیه‌سازی سیستم پدافند هوایی،

بهینه‌سازی عملکرد سیستم هدایت

نویسنده مسئول*

کاظم ایمانی

پست الکترونیکی:

Imani_ka@yahoo.com

چکیده

طراحی مؤثر سامانه‌های هدایت موشکی مستلزم به‌کارگیری رویکردهای هوشمند و یکپارچه‌سازی فرآیندهای کنترلی و مدلسازی است. در این پژوهش، یک چارچوب ترکیبی مبتنی بر کنترل پیش‌بین مدل (MPC) و شبکه عصبی پیشنهاد شده است که با هدف بهبود دقت رهگیری و کاهش زمان پرواز موشک‌های آشیانه‌یاب توسعه یافته است. در این ساختار، شبکه عصبی نقش یک مدل‌ساز تطبیقی را ایفا می‌کند و دینامیک سیستم را بدون نیاز به مدل ریاضی دقیق، به‌صورت برخط شناسایی می‌نماید. ترکیب قدرت پیش‌بینی کنترل MPC با توانایی یادگیری شبکه‌های عصبی منجر به افزایش دقت سیستم در مقابله با اهداف متحرک و مانورپذیر شده است. شبیه‌سازی‌های انجام‌شده در محیط سه‌بعدی نشان می‌دهد که این روش نسبت به کنترل‌کننده‌های کلاسیک نظیر PID و کنترل مقاوم مود لغزشی، کاهش چشم‌گیری در فاصله عدم برخورد و زمان رسیدن به هدف فراهم می‌سازد. این نتایج حاکی از پتانسیل بالای رویکرد پیشنهادی در به‌کارگیری در سامانه‌های پدافند هوایی نسل جدید است.

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 پژوهش، یک رویکرد نوین برای طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل خطی در چارچوب هدایت و

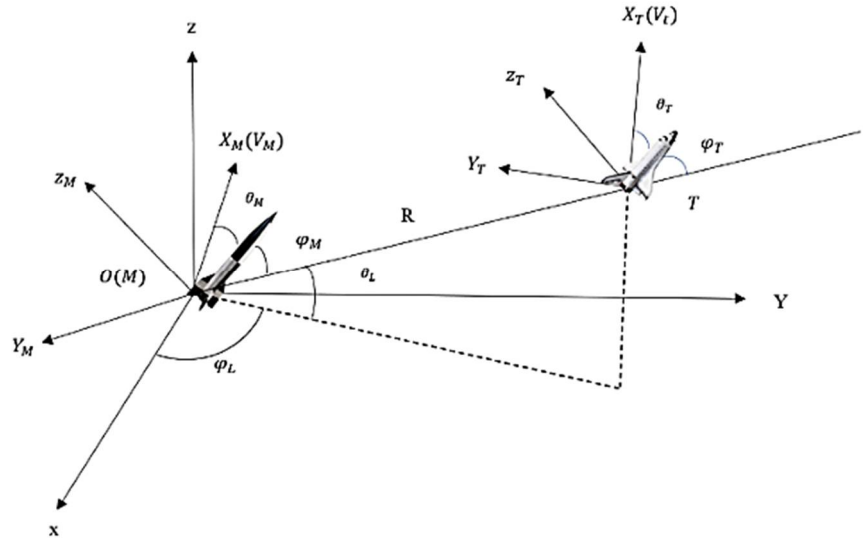
کنترل یکپارچه (IGC) ارائه شده است. این روش با استفاده از یک شناساگر عصبی، بهبود دقت و کارایی سیستم را هدف قرار می‌دهد. در گام نخست، مدل‌سازی دینامیکی موشک و هدف در فضای سه‌بعدی انجام شده و تأثیر عوامل کلیدی مانند زاویه دید، سرعت نسبی، و محدودیت‌های حرکتی مورد بررسی قرار گرفته است. در ادامه، کنترل‌کننده پیشنهادی توسعه داده شده که بر پایه یادگیری تطبیقی شبکه‌های عصبی، دینامیک سامانه را شناسایی و بهینه‌سازی می‌کند. برای ارزیابی عملکرد این کنترل‌کننده، شبیه‌سازی‌های گسترده‌ای صورت گرفته و نتایج آن با کنترل‌کننده‌های کلاسیک نظیر PID مقایسه شده است. تحلیل داده‌ها نشان می‌دهد که این رویکرد، زمان پرواز را کاهش داده، دقت اصابت را افزایش داده و مسیر موشک را بهینه می‌کند. افزون بر این، عملکرد کنترل‌کننده پیشنهادی در مواجهه با عدم‌قطعیت‌ها، اغتشاشات و تغییرات ناگهانی مسیر هدف مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که این روش، استحکام بیشتری نسبت به رویکردهای سنتی داشته و قابلیت اطمینان سیستم را در شرایط عملیاتی گوناگون بهبود می‌بخشد.

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.

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

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

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.

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

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

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

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.

$$\begin{cases} \dot{\omega_x} = \frac{J_y - J_z}{J_x}\omega_z\omega_y + \frac{M_x}{J_x} \\ \dot{\omega_y} = \frac{J_z - J_x}{J_y}\omega_x\omega_z + \frac{M_y}{J_y} \\ \dot{\omega_z} = \frac{J_x - J_y}{J_z}\omega_y\omega_x + \frac{M_z}{J_z} \end{cases} \quad (17)$$

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.

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

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.

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

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.

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

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

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

$$f_1 = \begin{bmatrix} -\frac{2\dot{R}}{R}\,\dot{\theta}_L - \dot{\varphi}_L^2 \sin\theta_L \cos\theta_L + M_1 mg\cos\theta \\ -\frac{2\dot{R}}{R}\,\dot{\phi}_L + 2\dot{\theta}_L\dot{\phi}_L \tan\theta_L + M_2 mg\cos\theta \end{bmatrix} \quad (23)$$

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

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

3- طراحی کنترل‌کننده PID

کنترل‌کننده PID به عنوان یک ساختار کنترلی استاندارد در نظریه کنترل کلاسیک معرفی می‌شود. عملکرد سامانه با تنظیم دقیق مقادیر بهره تناسبی (K_p) بهره انتگرالی (T_i) و بهره مشتقی (T_d) بهبود می‌یابد و با تنظیم پارامترهای فوق میتوان خطای حالت دائم و نوسانات خروجی را در پاسخ به ورودی پله کنترل نمود. به منظور ارزیابی کنترل‌کننده پیشنهادی این مقاله ابتدا یک کنترل‌کننده PID ساده طراحی می‌شود. با توجه به معادلات سیستم، خروجی سیستم موشک، سرعت‌های زاویه هستند. این سرعت‌ها باید به مقدار صفر برسد. در نتیجه خطای تعقیب به صورت معادله 26 تعریف می‌شود.

$$e = 0 - \left[\omega_x, \omega_y, \omega_z\right]^T = -\left[\omega_x, \omega_y, \omega_z\right]^T \quad (26)$$

صورت کلی کنترل‌کننده PID به صورت معادله (27) می‌باشد:

$$u = K_p e + T_i \int e\,dt + T_d\left(\frac{de}{dt}\right) \quad (27)$$

برای به دست آوردن رابطه بهره‌های K_p، T_i و T_d در رابطه 27 از روش زیگلرنیکولز استفاده می‌شود. بدین منظور ابتدا بایستی سیستم خطی‌سازی شود. و در ادامه با تحلیل فرکانسی بهره‌های کنترل‌کننده PID از رابطه 28 بدست می‌آید. .

$$K_p = 0.6\,K_{cr} \quad (28)$$
$$T_d = 0.125\,P_{cr}$$
$$T_i = 0.5\,P_{cr}$$

مقادیر K_{cr} و P_{cr} از رابطه 29 قابل محاسبه است.

$$K_{cr} = Gm \qquad P_{cr} = \frac{2\pi}{w_{cg}} \tag{29}$$

در رابطه 29 Gm حاشیه فاز و w_{cg} فرکانسی است که در آن حاشیه فاز اندازه گیری می‌شود و فاز سیستم 180- خواهد بود.

4- طراحی کنترل کننده مود لغزشی

معادله سیستم به صورت $\dot{x_3} = f_3 + g_3u + d_3$ را در نظر گرفته می شود. برای طراحی کنترلر از سطح لغزش 30 استفاده می‌شود.

$$S_3 = x_{3_d} - x_3 \tag{30}$$

در معادله 30، x_{3_d} مقدار مرجع x_3 است که برابر با $[0,0,0]\mathrm{T}$ می‌باشد. با صفر قرار دادن مشتق 30، قسمت معادل ورودی کنترلی مود لغزشی به دست خواهد آمد.

$$\dot{S_3} = \dot{x}_{3_d} - \dot{x}_3 = \dot{x}_{3_d} - f_3 - b_3u = 0 \tag{31}$$

در نتیجه ورودی کنترلی معادل برابر است با:

$$u_{eq} = (b_3^{-1})(\dot{x}_{3_d} - f_3) \tag{32}$$

این کنترلر یک بخش دیگر به نام سوئیچ هم دارد که با معادله 32 قابل محاسبه می‌باشد:

$$u_{sw} = (b_3^{-1})(K_3\ tanh\,(s)) \tag{33}$$

ورودی کنترلی مود لغزشی نهایی از جمع دو معادله (32) و (33) به دست می‌آید:

$$u_{smc} = u_{eq} + u_{sw} \tag{34}$$

5- طراحی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین آنلاین

در بسیاری از سیستم‌های کنترلی که به دقت، پایداری و عملکرد بهینه نیاز دارند، استفاده از

کنترل مدل پیش‌بین به یک راهکار استاندارد تبدیل شده است. در این میان، کنترل‌کننده مدل پیش‌بین خطی به دلیل سادگی محاسباتی، قابلیت اجرا در زمان واقعی و کاهش هزینه‌های پیاده‌سازی، همواره یکی از گزینه‌های ارجح در کاربردهای صنعتی و عملیاتی بوده است(A. Bemporad2016). این کنترل‌کننده به‌ویژه در صنایعی که نیاز به واکنش سریع و اطمینان‌پذیری بالا دارند، مانند هوافضا، سامانه‌های هدایت و کنترل، و فرآیندهای خودکار، به طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است.

یکی از رویکردهای نوین در بهبود عملکرد کنترل مدل پیش‌بین، استفاده از شناساگرهای عصبی در طراحی کنترل‌کننده است. در این روش، کنترل‌کننده مدل پیش‌بین خطی به یک شبکه عصبی مجهز می‌شود که وظیفه شناسایی و مدل‌سازی دینامیک سیستم را بر عهده دارد. این رویکرد، یک نوع کنترل مدل پیش‌بین ضمنی محسوب می‌شود که در آن، معادلات مدل کنترلی مستقیماً از طریق فرآیند یادگیری شبکه عصبی استخراج می‌شود. تفاوت اساسی این روش با کنترل مدل پیش‌بین سنتی در این است که در روش‌های کلاسیک، مدل سیستم معمولاً از طریق معادلات تحلیلی و خطی‌سازی حلقه باز استخراج می‌شود، درحالی‌که در این روش، مدل‌سازی به‌طور خودکار و مبتنی بر داده‌های تجربی انجام می‌گیرد.

مزیت کلیدی استفاده از شبکه‌های عصبی در کنترل مدل پیش‌بین، کاهش وابستگی کنترل‌کننده به مدل‌های تحلیلی سیستم است. این امر به‌ویژه در سیستم‌هایی که دارای دینامیک‌های پیچیده، غیرخطی و متغیر با زمان هستند، اهمیت زیادی دارد. به‌عبارت‌دیگر، در روش پیشنهادی، مدل مورد نیاز کنترل‌کننده پیش از اجرای فرآیند کنترلی، توسط شبکه عصبی شناساگر تخمین زده می‌شود که این امر انعطاف‌پذیری و قابلیت انطباق سیستم را به میزان قابل‌توجهی افزایش می‌دهد. با این حال، عملکرد صحیح کنترل‌کننده کاملاً به دقت و کارایی شبکه عصبی شناساگر بستگی دارد، به‌طوری که هرگونه نقص در فرآیند یادگیری و شناسایی می‌تواند دقت و کارایی کنترل را تحت تأثیر قرار دهد. بنابراین، استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی و روش‌های یادگیری عمیق برای بهبود عملکرد شناساگر عصبی، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

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.

$$x(k+1) = A_d x(k) + B_d u(k) \qquad (35)$$

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

$$y(k) = C_d x(k) \tag{36}$$

روابط (35) و (36) 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.

$$\begin{aligned} x_a(k+1) &= A_a x_a(k) + B_a \Delta u(k) \\ \begin{bmatrix} x(k+1) \\ u(k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_d & B_d \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_d \\ I \end{bmatrix} \Delta u(k) \end{aligned} \tag{37}$$

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

$$\begin{aligned} y(k) &= C_a x_a(k) \\ y(k) &= [C_d \quad 0] \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{38}$$

با تعریف N_p و N_c به عنوان افق‌های پیش‌بینی و کنترلی، معادلات ورودی خروجی مدل پیش‌بینی را می‌توان به کمک رابطه 39 محاسبه نمود.

$$Y = F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \phi \Delta U \tag{39}$$

در معادله مدل پیش‌بینی 39 می‌توان بردار Y را از رابطه 40،

$$Y = \begin{bmatrix} y(k+1|k) \\ y(k+2|k) \\ \vdots \\ y(k+N_p|k) \end{bmatrix} \tag{40}$$

بردار ΔU را از رابطه (41)،

$$\Delta U = \begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta a_h(k|k) \\ \Delta a_h(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta a_h(k+N_c-1|k) \end{bmatrix} \tag{41}$$

ماتریس F را از رابطه (42)،

$$F = \begin{bmatrix} C_a A_a \\ C_a A_a^2 \\ \vdots \\ C_a A_a^{N_p} \end{bmatrix} \quad (42)$$

و نهایتاً ماتریس ϕ را از رابطه (43) به‌دست آورد.

$$\phi = \begin{bmatrix} C_a B_a & \dots & 0 \\ C_a A_a B_a & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ C_a A_a^{N_p} B_a & \dots & C_a A_a^{N_p - N_c} B_a \end{bmatrix} \quad (43)$$

5-1 شناسایی سیستم توسط شبکه عصبی

شناسایی سیستم فرآیندی است که در آن مدل‌های ریاضی مناسب و الگوریتم‌های یادگیری برای تطبیق داده‌های تجربی به کار گرفته می‌شوند. این فرآیند با هدف کمینه‌سازی معیار خطا بین خروجی سیستم واقعی و خروجی مدل انجام می‌شود (T. A. Tutunji2016). در این زمینه، مدل‌های میانگین متحرک رگرسیون خودکار (ARMA) به‌عنوان یکی از روش‌های پرکاربرد در شناسایی سیستم مطرح هستند. این مدل‌ها بر اساس معادلات تفاضلی کار می‌کنند و خروجی فعلی سیستم را به ورودی‌های کنونی، ورودی‌های گذشته و خروجی‌های قبلی مرتبط می‌سازند. به طور کلی، یک مدل ARMA را می‌توان به صورت زیر نمایش داد:

$$y(k) = a_1 y(k-1) + \cdots + a_n y(k-n) + b_0 x(k) + \cdots + b_m x(k-m)$$
$$= \sum_{j=1}^{n} a_j\, y(k-j) + \sum_{i=0}^{m} b_i\, x(k-i) \quad (44)$$

با اعمال تبدیل $\Xi(z) = Z\{\xi[k]\} = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \xi[k]\, z^{-n}$ می‌توان معادلات تفاضلی سیستم را از فضای گسسته k به فضای پیوسته z منتقل کرد.

$$Y(z) = a_1 z^{-1} Y(z) + \cdots + a_n z^{-n} Y(z) + b_0 X(z) + \cdots + b_m X(z) \quad (45)$$

با فاکتورگیری از عوامل مشترک، تابع تبدیل سیستم را می‌توان به شکل زیر بیان کرد.

$$H(z) = \frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{b_0 + b_1 z^{-1} + \cdots + b_m z^{-m}}{1 - a_1 z^{-1} - \cdots - a_n z^{-n}} = \frac{b_0 z^n + b_1 z^{n-1} + \cdots + b_m z^{n-m}}{z^n - a_1 z^{n-1} - \cdots - a_n} \quad (46)$$

فرم برداری رابطه (46) به شکل زیر است.

$$y(k) = \theta^T \phi(k) \quad (47)$$

که در آن $\theta = [a_1, \dots, a_n, b_0, \dots, b_m]^T$ و $\phi(k) = [y(k-1), \dots, y(k-n), x(k), \dots, x(k-$

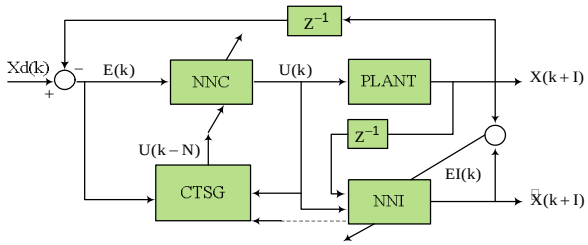
$m)]^T$ به ترتیب بردار پارامترهای سیستم و بردار اندازه‌گیری هستند. در شناسایی پارامتریک سیستم، هدف شناساگر دستیابی به تخمینی از بردار پارامترهای سیستم به صورت $\hat{\theta} = [\hat{a}_1, \dots, \hat{a}_n, \hat{b}_0, \dots, \hat{b}_m]^T$ است به نحوی که با استفاده از بتوان خروجی سیستم را از طریق رابطه 48 در هر لحظه تخمین زد.

$$\hat{y}(k) = \hat{\theta}^T \phi(k) \quad (48$$

طبیعتا هدف شناساگر کمینه کردن خطای شناسایی است.

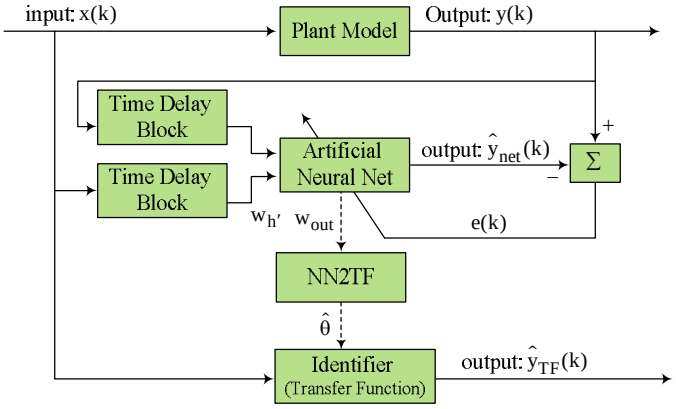
$$\lim_{k\to\infty} e(k) = \lim_{k\to\infty} \left(y(k) - \hat{y}(k)\right) = 0 \quad (49$$

دیاگرام بلوکی کلی چنین شناساگری در شکل1 نشان داده شده است(T. A. Tutunji2016).



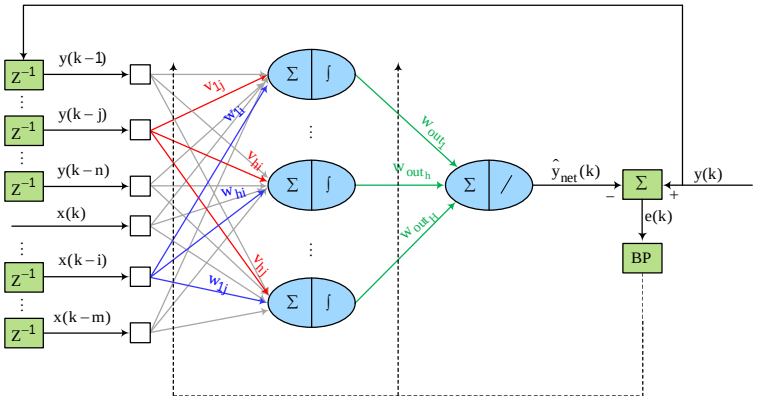
شکل2- نمایش بلوکی یک شناساگر پارامتریک سیستم .

در مطالعه (J. L. Garriga2010)، ساختاری مشابه شکل 2 برای شناسایی پارامتریک سیستم ارائه شده است. در این روش، مقادیر ورودی فعلی پلنت به همراه نسخه‌های تأخیری آن و همچنین تأخیرهای خروجی پلنت به‌عنوان داده‌های ورودی به یک شبکه عصبی ارسال می‌شوند. فرآیند یادگیری شبکه بر اساس کاهش اختلاف بین خروجی واقعی پلنت و خروجی پیش‌بینی‌شده شبکه انجام می‌گیرد، که این اختلاف به‌عنوان سیگنال خطا در فرآیند آموزش مورد استفاده قرار می‌گیرد. پس از تکمیل فرآیند آموزش و همگرایی مقادیر وزن‌های شبکه، این ضرایب به الگوریتم تبدیل شبکه عصبی به تابع تبدیل (NN2TF) منتقل می‌شوند. در ادامه، این الگوریتم از مقادیر به‌دست‌آمده برای تعیین پارامترهای مدل شناسایی ARMA استفاده کرده و در نهایت، تابع تبدیل معادل شناساگر استخراج می‌شود.



شکل 3- نمایش بلوکی شناساگر پارامتریک پیشنهادی مرجع(J. L. Garriga2010).

برای محاسبه معادلات ساختار شناساگر شکل3 ابتدا معادلات شبکه عصبی را به‌دست می‌آوریم. شکل4 ساختار کلی این شبکه عصبی را نمایش می‌دهد.



شکل4- ساختار شبکه استفاده شده بر اساس مقاله مرجع (J. L. Garriga2010) .

همان طور که در شکل مشخص است، این شبکه از خروجی‌های تاخیر شده پلنت در کنار ورودی و تاخیرهای آن برای یادگیری استفاده می‌کند و در واقع یک شبکه عصبی پیش‌رو با ورودی‌های تاخیر شده است. معادلات پیش‌رو شبکه به صورت زیر قابل بیان است.

$$net_h(k) = \sum_{j=1}^{n} v_{hj}(k)\, y(k-j) + \sum_{i=0}^{m} w_{hi}(k)\, x(k-i) \qquad (50)$$

که در آن v_{hj} وزن بین سیگنال $y(k-j)$ و نورون hام لایه پنهان و w_{hi} وزن بین سیگنال $x(k-i)$ و نورون hام لایه پنهان است. خروجی این نورون را می‌توان به شکل زیر محاسبه کرد.

$$o_h(k) = f(net_h(k)) \tag{51}$$

در این رابطه f تابع فعال‌ساز لایه پنهان می‌باشد که در مساله مورد بحث می‌توان از هر تابع تحلیلیدر این قسمت استفاده کرد. با توجه به شکل، لایه خروجی تنها از یک نورون تشکیل شده است.

$$net_{out}(k) = \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k)\, o_h(k) \tag{52}$$

در رابطه فوق w_{out_h} وزن بین سیگنال $o_h(k)$ یعنی خروجی نورون hام لایه پنهان و نورون لایه خروجی است. در ساختار پیشنهادی، از تابع فعال‌ساز خطی در لایه خروجی استفاده شده است. لذا خروجی شبکه به فرم زیر قابل بیان است.

$$\hat{y}_{net}(k) = net_{out}(k) \tag{53}$$

خطای شبکه در هر گام زمانی اختلاف بین مقدار خروجی پلنت و خروجی شبکه می‌باشد.

$$e(k) = y(k) - \hat{y}_{net}(k) \tag{54}$$

برای محاسبه گرادیان خطا می‌توان از معیار مجموع مربعات خطا استفاده کرد.

$$E(k) = \frac{1}{2} e^2(k) \tag{55}$$

آموزش شبکه به یکی از روش‌های مرسوم مبتنی بر گرادیان مانند گرادیان نزولی قابل دستیابی است (در بخش پیاده‌سازی الگوریتم و تست روش‌های متنوعی مورد استفاده و ارزیابی قرار گرفته‌اند). برای آموزش وزن‌های لایه خروجی می‌توان نوشت.

$$w_{out_h}(k+1) = w_{out_h}(k) - \eta^2 \frac{\partial E(k)}{\partial w_{out_h}(k)} = w_{out_h}(k) + \eta^2 e(k) o_h(k) \tag{56}$$

در رابطه فوق η^2 نرخ آموزش وزن‌های لایه خروجی است. برای آموزش وزن‌های بین خروجی‌های گام‌های قبلی و نورون‌های لایه پنهان می‌توان از رابطه زیر استفاده کرد.

$$\begin{aligned} \mathrm{v}_{\mathrm{hj}}(k+1) &= \mathrm{v}_{\mathrm{hj}}(k) - \eta^1 \frac{\partial E(k)}{\partial \mathrm{v}_{\mathrm{hj}}(k)} \\ &= \mathrm{v}_{\mathrm{hj}}(k) + \eta^1 w_{out_h}(k) e(k) f'\big(net_h(k)\big) y(k-j) \end{aligned} \tag{57}$$

که در این رابطه η^1 نرخ آموزش وزن‌های لایه پنهان است. در آخر برای آموزش وزن‌های بین ورودی فعلی و تاخیرهای آن و نورون‌های لایه پنهان می‌توان نوشت.

$$w_{hi}(k+1) = w_{hi}(k) - \eta^1 \frac{\partial E(k)}{\partial w_{hi}(k)} = w_{hi}(k) + \eta^1 w_{out_h}(k) e(k) f'\big(net_h(k)\big) x(k-i) \quad (58)$$

پیشتر اشاره شد که ضروری است تابع فعال‌ساز به کار رفته در این مساله تحلیلی باشد تا بتوان سری تیلور آن‌را محاسبه کرد. با توجه به این‌که دامنه توابع فعال‌ساز متداول معمولا یک همسایگی به مرکز نقطه صفر است، در صورتی که این تابع در یک همسایگی صفر تحلیلی باشد، با استفاده از سری تیلور تابع فعال‌ساز نورون hام لایه پنهان می‌توان نوشت.

$$\forall net_h(k) \approx 0: f\big(net_h(k)\big) = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{1}{n!} f^{(n)}(0)\big(net_h(k)\big)^n = f(0) + f'(0)\big(net_h(k)\big) + \cdots \quad (۵۹)$$

با حذف ترم‌های غیرخطی سری تیلور تابع فعال‌ساز می‌توان خروجی نورون لایه پنهان را در اطراف نقطه صفر به شکل زیر تقریب زد.

$$\forall net_h(k) \approx 0: f\big(net_h(k)\big) \approx f(0) + f'(0)\big(net_h(k)\big) \quad (۶۰)$$

حال با جایگزیبی مقدار $net_h(k)$، می‌توان نوشت.

$$o_h(k) \approx f(0) + f'(0)\left(\sum_{j=1}^{n} v_{hj}(k)\, y(k-j) + \sum_{i=0}^{m} w_{hi}(k)\, x(k-i)\right) \quad (۶۱)$$

و با استفاده از روابط فوق خروجی شبکه را می‌توان به شکل زیر تقریب زد.

$$\hat{y}_{net}(k) = \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k)\, o_h(k) \approx \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k) \left[f(0) + f'(0)\left(\sum_{j=1}^{n} v_{hj}(k)\, y(k-j) + \sum_{i=0}^{m} w_{hi}(k)\, x(k-i)\right)\right] \quad (62)$$

با جداسازی جملات سری در رابطه 63 داریم.

$$\hat{y}_{net}(k) \approx \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k) f(0) + \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k) f'(0) \sum_{j=1}^{n} v_{hj}(k) y(k-j) + \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k) f'(0) \sum_{i=0}^{m} w_{hi}(k)\, x(k-i) \quad (63)$$

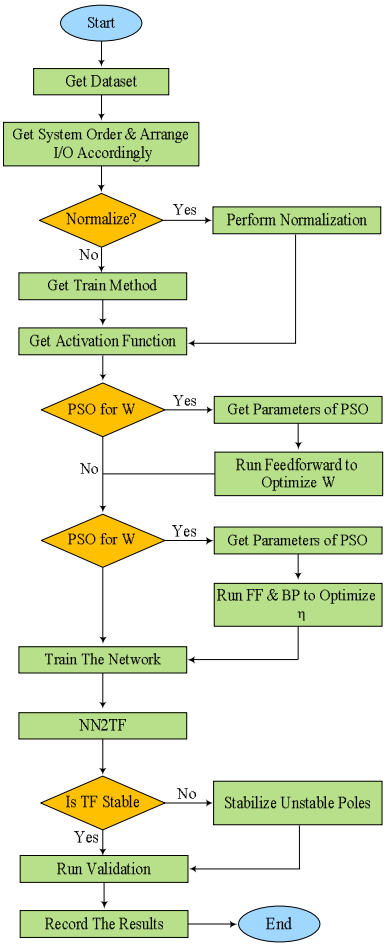
و نهایتا با جابجایی تقدم سری‌های دوگانه و بازنویسی معادله 64 می‌توان نوشت.

$$\hat{y}_{net}(k) \approx \underbrace{\sum_{h=1}^{H} f(0)\, w_{out_h}(k)}_{dc\ offset} + \sum_{j=1}^{n} \underbrace{\sum_{h=1}^{H} f'(0)\, w_{out_h}(k)\, v_{hj}(k)}_{\hat{a}_j}\, y(k-j) + \sum_{i=0}^{m} \underbrace{\sum_{h=1}^{H} f'(0)\, w_{out_h}(k)\, w_{hi}(k)}_{\hat{b}_i}\, x(k-i) \tag{64}$$

از مقایسه تقریب خطی خروجی شبکه با معادله تفاضلی شناساگر پارامتریک می‌توان تخمینی از پارامترهای مدل تفاضلی به‌دست آورد.

$$\begin{aligned} \hat{a}_j &= f'(0) \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k)\, v_{hj}(k) \\ \hat{b}_i &= f'(0) \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k)\, w_{hi}(k) \\ dc\ offset &= f(0) \sum_{h=1}^{H} w_{out_h}(k) \end{aligned} \tag{65}$$

در مقاله حاضر از سه روش یادگیری گرادیان نزولی، عاطفی و لونبرگ مارکوارت برای هر شبکه‌های عصبی استفاده شده و برای مقداردهی اولیه وزن‌های شبکه و نیز تنظیم بهینه نرخ‌های یادگیری از روش بهینه‌سازی اجتماع ذرات استفاده شده است. لازم به ذکر است که در پیاده‌سازی الگوریتم‌های این بخش از هیچ جعبه ابزار یا کد آماده‌ای استفاده نشده است. شکل5 فلوچارت برنامه توسعه داده شده برای استخراج تابع تبدیل زمان گسسته سیستم را به نمایش می‌گذارد.



شکل5- فلوچارت برنامه توسعه داده شده برای مقاله

این برنامه با دریافت داده‌های ورودی و خروجی پلنت شروع به کار می‌نماید. در این مرحله کاربر باید حدس اولیه خود را در مورد مرتبه سیستم مورد ارزیابی تعیین کند (دقت نتایج به این انتخاب وابسته است). تعیین تعداد ورودی‌های شبکه و مرتب‌سازی داده‌های ورودی متناسب با این انتخاب تغییر خواهند کرد. سپس لازم است تعیین شود که داده‌های ورودی نرمال‌سازی شوند یا خیر. در مرحله بعد لازم است کاربر یکی از روش‌های آموزش شبکه را از بین گزینه‌های گرادیان نزولی، عاطفی و لونبرگ-مارکوارت انتخاب نموده و تعیین نماید توابع فعال‌ساز در لایه پنهان و خروجی از چه نوعی باشند (برای الگوریتم تبدیل وزن‌های شبکه به تابع تبدیل ضروری است که تابع فعال‌ساز لایه خروجی خطی باشد). سپس کاربر تعیین می‌نماید برای مقداردهی اولیه به وزن‌های شبکه از الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات استفاده شود یا خیر. در صورت تمایل به استفاده از این الگوریتم لازم است که تعداد ذرات و

تعداد تکرارهای الگوریتم تعیین شود. پس از تعیین پارامترهای الگوریتم اجتماع ذرات، معادلات پیش‌رو با استفاده از داده‌های آموزش توسط این الگوریتم بهینه‌سازی اجرا شده و روند بهینه سازی به کاربر نمایش داده می‌شود. در مرحله بعد، کاربر تعیین می‌نماید که برای انتخاب نرخ‌های آموزش وزن‌های هر لایه از الگوریتم بهینه‌سازی استفاده شود یا خیر. در صورتی که کاربر تمایل به انتخاب بهینه نرخ آموزش داشته باشد، لازم است مجددا جمعیت ذرات و تعداد تکرارهای الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات را تعیین نماید تا این الگوریتم این بار با اجرای الگوریتم پیش‌رو و آموزش با استفاده از داده‌های آموزش مقدار بهینه نرخ‌های آموزش را تعیین نماید. با تعیین مقدار اولیه وزن‌های شبکه و نرخ‌های یادگیری، شبکه وارد بخش آموزش شده و خروجی‌ها را در هر ایپاک نمایش می‌دهد. پس از اتمام فرایند آموزش شبکه، وزن‌های شبکه مطابق با معادلات بیان شده در بخش قبل به ضرایب تابع تبدیل تخمین‌گر تبدیل شده و بررسی می‌شود آیا تابع تبدیل تخمین‌گر پایدار است یا خیر. اگر تابع تبدیل دارای قطب‌های ناپایدار باشد، ضرایب معادله مشخصه سیستم با استفاده به گونه‌ای تغییر می‌کند که تابع تبدیل پایدار گردد. پس از آن توانایی دو شناساگر عصبی و شناساگر پارامتریک در تخمین خروجی‌های پلنت با استفاده از یک دیتاست جدید (دیتاست صحه‌گذاری) مورد ارزیابی قرار گرفته و نتایج ذخیره می‌شود. در پایان تابع تبدیل پایدار سیستم از به معادلات حالت خطی پیوسته تبدیل شده و با کمک ماتریس‌های معادلات حالت، تنظیم‌کننده خطی مرتبه دو مورد نیاز برای آموزش شبکه عصبی کنترل‌کننده در ساختار کنترلی شبکه عصبی بهینه ایجاد می‌شود.

6- بررسی پایداری کنترل‌کننده

پایداری کنترل‌کننده مدل پیش‌بین به‌طور ذاتی تضمین‌شده نیست و ممکن است کنترل‌کننده متغیرهای حالت را به ناحیه‌ای از فضای حالت هدایت کند که در آن هیچ راه‌حل بهینه‌ای که تمامی قیود مسئله را برآورده سازد، در زمان محدود قابل محاسبه نباشد. ازاین‌رو، برای پیاده‌سازی عملی و کارآمد این کنترل‌کننده، ضروری است که شرایط پایداری و امکان‌پذیری پاسخ به‌طور جامع در کل فضای مسئله مورد بررسی قرار گیرد تا از عملکرد صحیح آن در شرایط مختلف اطمینان حاصل شود.

پایداری حلقه بازخورد در کنترل‌کننده مدل پیش‌بین موضوعی است که توسط بسیاری از محققان مورد مطالعه قرار گرفته است. بیشتر روش‌های اثبات پایداری در این حوزه مبتنی بر تحلیل‌های کرتشی و گیلبرت هستند که نشان می‌دهند، تحت شرایط خاص، تابع هزینه بهینه در واقع می‌تواند نقش یک تابع لیاپانوف را ایفا کند. در چنین کنترل‌کننده‌هایی، پایداری به‌شدت به پارامترهای تنظیمی نظیر Q، P، N_c، N_p و R وابسته است. اگر افق کنترلی بیش از حد کوتاه انتخاب شود، کنترل‌کننده مستعد ناپایداری خواهد بود. به‌منظور جلوگیری از این مشکل، می‌توان افق پیش‌بینی را بسیار طولانی (و در حالت ایده‌آل، بی‌نهایت) در نظر گرفت. بااین‌حال، این انتخاب باعث افزایش چشمگیر حجم

محاسبات و پردازش مورد نیاز کنترل‌کننده خواهد شد که ممکن است اجرای آن را در سیستم‌های واقعی با محدودیت‌های پردازشی دشوار کند. یکی از روش‌های تضمین پایداری کنترل‌کننده برای یک افق پیش‌بینی مشخص، اعمال یک قید نهایی بر روی آخرین بردار حالت در این افق است (R. Rajamani2012). این رویکرد موجب می‌شود که سیستم در انتهای افق پیش‌بینی به یک بردار حالت مشخص همگرا شود. بااین‌حال، یکی از معایب این روش آن است که تحمیل قید تساوی نهایی می‌تواند عملکرد کنترل‌کننده را تحت تأثیر قرار داده و در برخی موارد کارایی آن را کاهش دهد. علاوه بر این، برای اجرای موفقیت‌آمیز این رویکرد، سیستم حلقه باز نه‌تنها باید پایدارپذیر باشد، بلکه خاصیت دسترس‌پذیری نیز داشته باشد (J. H. Lee2011). ازآنجاکه سیستم مورد بررسی در این پژوهش از کنترل‌پذیری کامل برخوردار نیست، امکان دسترسی به تمامی بردارهای فضای حالت در این مسئله وجود ندارد. بنابراین، استفاده از این روش برای تضمین پایداری کنترل‌کننده در این شرایط امکان‌پذیر نخواهد بود.

بااین‌حال، تحقیقات نشان داده‌اند که حتی در صورت عدم وجود قید نهایی، پایداری کنترل‌کننده با افق پیش‌بینی محدود همچنان امکان‌پذیر است. به‌طور خاص، در (A. Zheng1995) اثبات شده است که یک سیستم کنترل حلقه بسته مجهز به کنترل‌کننده مدل پیش‌بین زمانی به‌صورت مجانبی پایدار خواهد بود که مسئله بهینه‌سازی مربوطه همواره دارای یک جواب شدنی باشد. بنابراین، در صورتی که بتوان ثابت کرد که مسئله بهینه‌سازی مقید در تمامی شرایط امکان‌پذیر است، می‌توان به‌طور ضمنی پایداری کنترل‌کننده را نیز تضمین کرد.

3-2-1 بررسی پایدارسازی مدل شناسایی‌شده توسط شبکه عصبی

جهت استفاده از مدل شبکه عصبی در ساختارMPC ، لازم بود از پایداری مدل شناسایی‌شده اطمینان حاصل شود. برای این منظور، پس از استخراج تابع تبدیل زمان‌گسسته از شبکه عصبی، از الگوریتم پایدارسازی قطب‌ها استفاده شده است. در این فرآیند، قطب‌هایی که خارج از دایره واحد قرار داشتند، به‌گونه‌ای اصلاح شدند که مدل در فضای z پایدار گردد. این مرحله، مقدمه‌ای ضروری برای تضمین پایداری کنترل‌کننده در حلقه بسته است.

نتایج ارائه‌شده در بخش شبیه‌سازی‌های عددی نیز مؤید پایداری حلقه بسته در حضور کنترل‌کننده پیشنهادی است. رفتار فاصله نسبی بین موشک و هدف نشان می‌دهد که این فاصله بدون نوسانات واگرا و با نرخ مناسب به سمت صفر میل می‌کند. مسیرهای زاویه پرواز و ورودی کنترلی نیز نشان‌دهنده همگرایی مناسب و نبود ناپایداری عددی یا جهش‌های ناگهانی در فرمان کنترلی است. در نهایت، نمودار مسیر حرکت موشک نشان می‌دهد که سامانه از لحاظ عملیاتی نیز رفتاری پایدار و

هدف‌مند دارد.

در مجموع، ساختار کنترل‌کننده مدل پیش‌بین به‌گونه‌ای طراحی شده است که از طریق تضمین امکان‌پذیری، پایدارسازی مدل شناسایی‌شده و اعتبارسنجی تجربی، پایداری حلقه بسته به‌صورت غیرمستقیم اما مؤثر تضمین گردد.

7- شبیه سازی

پس از تکمیل فرآیند طراحی کنترل‌کننده‌های مورد استفاده، در این بخش به بررسی عملکرد آن‌ها از منظر ورودی کنترلی، تغییرات زاویه خط دید(LOS) ، و رفتار دینامیکی مسیر موشک و هدف پرداخته می‌شود. ابتدا تغییرات زاویه LOS در طول مسیر رهگیری بررسی شده سپس، تأثیر ورودی کنترلی بر اصلاح مسیر موشک و دستیابی به مسیر بهینه برای رهگیری هدف بررسی می‌شود. علاوه بر این، تغییرات فاصله نسبی موشک و هدف در طول زمان شبیه‌سازی شده و دقت کنترل‌کننده در کاهش این فاصله و هدایت موشک به نقطه برخورد ارزیابی می‌شود. در نهایت، عملکرد کنترل‌کننده پیشنهادی با کنترل‌کننده کلاسیک مقایسه شده و میزان کارایی آن در بهینه‌سازی مسیر و تضمین موفقیت مأموریت مورد تجزیه‌وتحلیل قرار خواهد گرفت.

پارامترهای پلنت و شرایط اولیه در تمام این شبیه‌سازی‌ها یکسان و مطابق جدول 1 و 2 است.

جدول 1. پارامترهای موشک[17]

مقدار	متغیر	مقدار	متغیر	مقدار	متغیر
57.16	c_y^{α}	-28.16	m_z^{α}	0.42 m^2	S
0.08	c_y^{β}	-27.92	$m_z^{\delta_z}$	0.68 m	L
5.74	$c_y^{\delta_z}$	-27.31	m_y^{β}	1200 kg	m
-56.31	c_z^{α}	-26.57	$m_y^{\delta_y}$	1.1558 kg/m^3	ρ
-5.62	c_z^{β}	0.46	m_x^{α}	100 kg.m^2	J_x
0.09	$c_z^{\delta_y}$	-0.37	m_x^{β}	5700 kg.m^2	J_y
		2.12	$m_x^{\delta_x}$	5600 kg.m^2	J_z

جدول 2. پارامترهای اولیه درگیری موشک و هدف [17]

مقدار	متغیر	مقدار	متغیر
600 m/s	V_m	45 (deg)	$\theta(0)$
600 m/s	V_t	0 rad	$\Phi_c(0)$
1136 m	$x_t(0)$	0.1 rad/s	ω_x
8603 m	$y_t(0)$	0.1 rad/s	ω_y
5192.8 m	$z_t(0)$	0.2 rad/s	ω_z
30 (deg)	θ_{Lf}	0 m	$x_m(0)$
-30 (deg)	ϕ_{Lf}	0 m	$y_m(0)$
19.6*cos(t)	a_T	0 m	$z_m(0)$

7-1 معادلات خطی حرکت موشک و رهگیری در فضای سه بعدی

برای یک سیستم غیرخطی، معادله کلی زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{x} = f(x,u) \tag{66}$$

برای به دست آوردن سیستم خطی $\dot{x} = Ax + Bu$ متناظر با سیستم غیرخطی از روابط زیر استفاده می‌نماییم:

$$A = \frac{\partial f(x,u)}{\partial x} \,|x = x_0,\ u = u_0$$

$$B = \frac{\partial f(x,u)}{\partial u} \,|x = x_0,\ u = u_0 \tag{67}$$

در رابطه 67، x_0 و u_0 نقاط کاری خطی‌سازی می‌باشند. طبق این رابطه، برای یافتن دو ماتریس A و B باید ژاکوبین f را به ترتیب نسبت به x و u بیابیم.

اکنون، سیستم خطی جدیدی را به صورت رابطه 68 تعریف می‌نماییم:

$$\dot{x} = Ax + Bu \tag{68}$$

در رابطه 68، $x = \left[x_0^T, x_1^T, x_2^T, x_3^T, \theta, \phi_v, R, \dot{R}\right]^T$ و $u = \left[\delta_x, \delta_y, \delta_z\right]^T$ می‌باشند. در واقع یک سیستم خطی را به گونه‌ای تعریف می‌کنیم که شامل تمام متغیرهای حالت تعریف شده در قسمت‌های قبلی است. با توجه به معادلات فوق، مقادیر عددی داده شده درجدول 1و2 و در نهایت استفاده از رابطه فوق خواهیم داشت:

$$A = \begin{bmatrix}
0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
-6.67 & 7.23 & 0 & 0 & -6.70 & -204.6 & 0 & 0 & 0 & 0 & -5.22 & -1.04 & -8.09 & 0 \\
2.41 & 2.41 & 0 & 0 & -3.46 & 0.682 & 0 & 0 & 0 & 0 & 4.8 & -2.41 & -4.17 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & -0.0116 & 0.0003 & -0.0003 & -0.0175 & 0.0003 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0.0114 & 0.0011 & 0.0142 & 0.0175 & 1 & 0 & -0.0001 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0.0063 & -0.0137 & 0 & 1 & -0.0175 & 0 & 0.0004 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0.45 & -0.36 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.47 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & -0.49 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0.0118 & 0 & 0.0002 & 0 & 0 & 0 & 0.0082 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0.0112 & 0.0013 & -0.0002 & 0 & 0 & 0 & 0.0001 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\
0 & 0 & 0 & 0 & -0.1672 & -0.0609 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0
\end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix}
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 \\
2.0994 & 0 & 0 \\
0 & -0.4616 & 0 \\
0 & 0 & -0.4937 \\
0 & -3.17e^{-7} & 0.0012 \\
0 & -2.10e^{-5} & -2.33e^{-5} \\
0 & 0 & 0 \\
0 & 9.6252 & -567.3836
\end{bmatrix}$$

در بدست آوردن مقادیر عددی این ماتریس‌ها، نقاط کاری به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند (در واقع باید تمام نقاط کاری صفر در نظر گرفته می‌شد، ولی از آن جا که مخرج برخی از معادلات صفر می‌شد و در نتیجه مقادیر بی‌نهایت به دست می‌آمد، مقادیر کوچک نزدیک برای برخی از نقاط کاری در نظر گرفته شده است):

$$x_0^0 = [0,0]^T,\ x_1^0 = [0,0]^T,\ x_2^0 = \left[\frac{\pi}{180}, \frac{\pi}{180}, \frac{\pi}{180}\right]^T,\ x_3^0 = [0,0,0]^T,\ \theta^0 = \frac{\pi}{6},\ \phi_v^0 = 0,\ R^0 = 1,\ dR^0 = 0$$

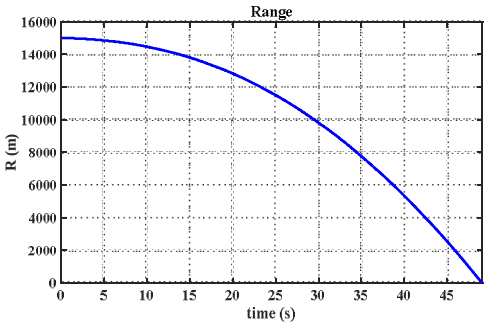
7-2 شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده PID

در این قسمت عملکرد کنترل‌کننده PID که پارامترهای آن‌ها توسط روش زیگلر نیکولز مطابق با جدول 3 تنظیم شده‌اند، بررسی می‌شوند.

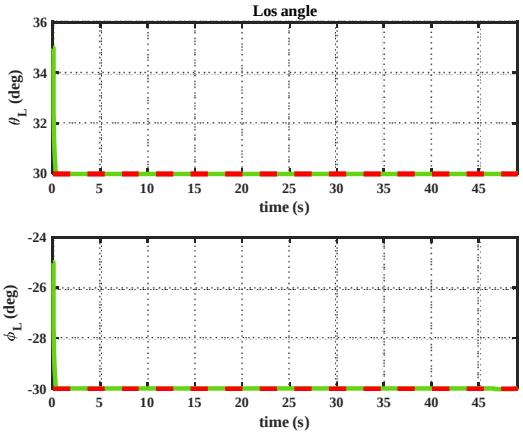
جدول 3. پارامترهای کنترل کننده PID

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

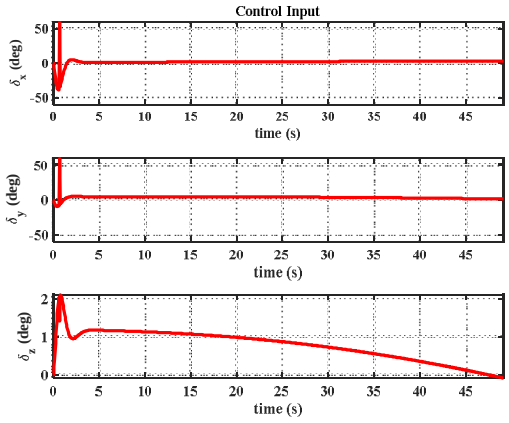
نتایج شبیه‌سازی برای عملکرد کنترل‌کننده PID در شکل 6 الی 9 نشان داده شده است.



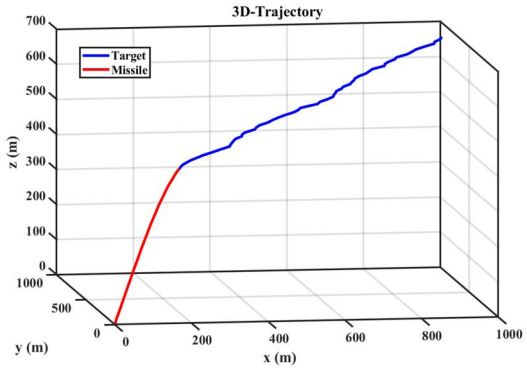
شکل 6- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده PID



شکل 7- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده PID



شکل 8- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده PID



شکل 6- مسیر حرکت موشک و هدف- کنترل کننده PID

نمودارهای ارائه‌شده در شکل‌های 6 و 7 نشان می‌دهند که پس از گذشت تقریباً 50 ثانیه، فاصله نسبی بین موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین، زوایای ارتفاع و سمت در لحظه آغاز پرواز به مقادیر اولیه مطلوب خود می‌رسند. بااین‌حال، عملکرد کنترل‌کننده PID با چالش‌های متعددی مواجه است که بر کارایی آن تأثیر منفی گذاشته‌اند. بر اساس نمودار شکل 8، ورودی کنترلی اعمال‌شده سبب شده است که موشک طبق مسیر مشخص‌شده در شکل 9 حرکت کرده و در ارتفاعی حدود 310 متری به هدف برخورد کند. این ارتفاع برای مأموریت‌های پدافندی مناسب نیست، زیرا در سامانه‌های پدافندی مطلوب است که رهگیری و انهدام اهداف در ارتفاعات بالاتر انجام شود تا از رسیدن تهدید به مواضع حساس جلوگیری گردد. علاوه بر این، کنترل‌کننده PID موجب افزایش بیش‌ازحد زمان پرواز شده است که ازنظر عملیاتی یک ضعف مهم محسوب می‌شود. یکی دیگر از مشکلات کنترل‌کننده PID، نوسانات زوایای پرواز در طول مسیر است. اگرچه در لحظه شروع پرواز این زوایا به مقادیر مرجع

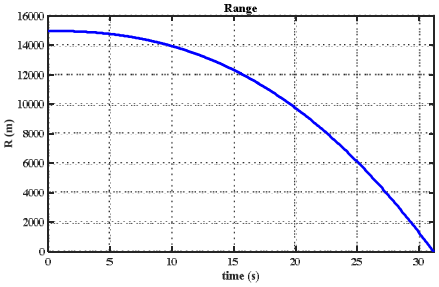
خود دست می‌یابند، اما در طول پرواز دچار همگرایی مناسب نمی‌شوند. این امر سبب می‌شود که مسیر موشک برای هدف قابل‌شناسایی گردد و احتمال انجام مانورهای گریز توسط هدف افزایش یابد که درنهایت ممکن است منجر به عدم برخورد موشک با هدف شود. ضرایب کنترل‌کننده PID در این پژوهش بر اساس روش زیگلر-نیکولز تعیین شده‌اند. این روش معمولاً نتایج مناسبی ارائه می‌دهد، اما همچنان با محدودیت‌هایی همراه است. در روش‌های بهینه‌سازی عددی نیز تعیین ضرایب بهینه برای PIDفرآیندی زمان‌بر بوده و ممکن است به دلیل پیچیدگی‌های سیستم، حتی پس از صرف زمان زیاد، به نتیجه مطلوب منجر نشود. علاوه بر این، طراحی کنترل‌کننده PID مستلزم خطی‌سازی مدل دینامیکی موشک است که این خطی‌سازی تنها در محدوده‌های کاری خاصی معتبر خواهد بود. با توجه به ماهیت غیرخطی دینامیک موشک، روش‌های مبتنی بر خطی‌سازی حتی در صورت استفاده از تکنیک‌های مبتنی بر شبکه عصبی یا منطق فازی برای تنظیم ضرایب PID در تمامی شرایط عملیاتی قابل‌اطمینان نخواهند بود.

از سوی دیگر، حتی در صورت اعمال تنظیمات پیشرفته‌تر برای ضرایب کنترل‌کنندهPID ، نتایج نهایی همچنان بهبود قابل‌توجهی در مقایسه با سایر روش‌های کنترلی نشان نمی‌دهند. در برخی موارد، افزایش بیش‌ازحد بهره‌های PID ممکن است موجب افزایش تلاش کنترلی شده و سیستم را به اشباع بکشاند که این امر می‌تواند پایداری کنترل را به خطر بیندازد.

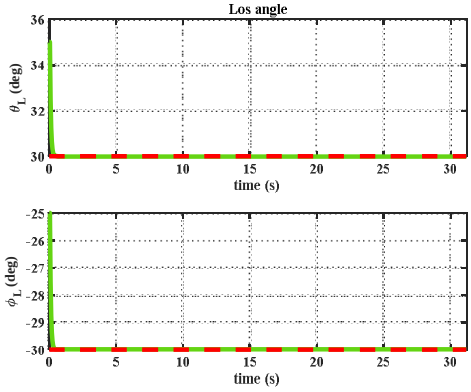
در نهایت، می‌توان نتیجه گرفت که کنترل‌کننده PID، باوجود سادگی پیاده‌سازی، برای این سامانه کنترلی پیچیده عملکرد رضایت‌بخشی ندارد. زمان برخورد در این روش بیش‌ازحد طولانی است که ازنظر عملیاتی غیرقابل‌قبول محسوب می‌شود. ازآنجاکه در مسائل رهگیری و انهدام اهداف، زمان یک پارامتر کلیدی است، روش‌های کنترلی پیشرفته‌تر که بتوانند عملکرد بهینه‌ای در شرایط غیرخطی ارائه دهند، گزینه‌های مطمئن‌تری خواهند بود. بنابراین، استفاده از کنترل‌کننده‌های تطبیقی، پیش‌بین یا مبتنی بر یادگیری ماشین می‌تواند جایگزین‌های مناسبی برای بهبود کارایی سیستم هدایت و کنترل موشک باشد.

7-3 شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده مودلغزشی

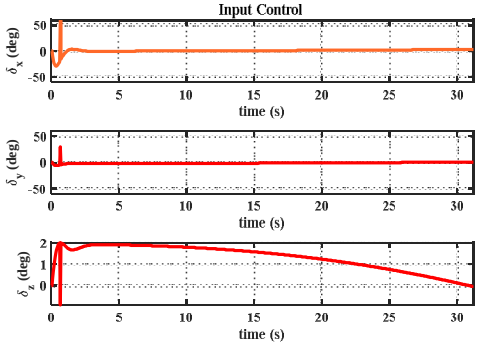
در این قسمت شبیه سازی کنترل کننده مودلغزشی متداول بحث و بررسی می شود. نتایج حاصل از شبیه سازی در شکل های 10 الی 13 ملاحظه می شود.



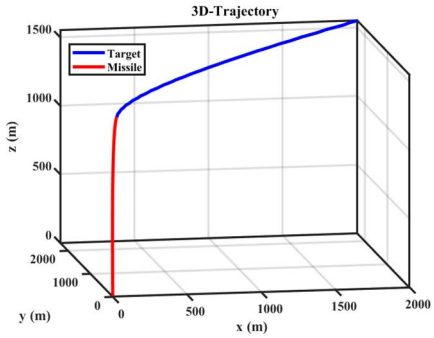
شکل 10- فاصله نسبی موشک و هدف - کنترل کننده SMC



شکل 11. تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده SMC



شکل 12- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده SMC

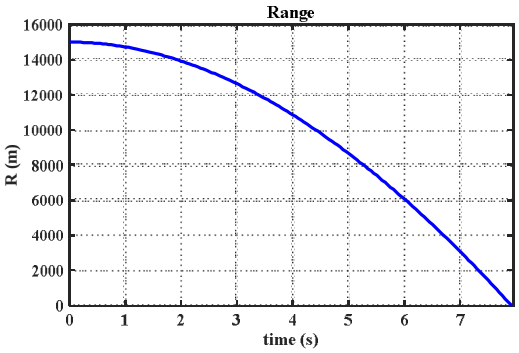


شکل 13- مسیر حرکت موشک و هدف - کنترل کننده SMC

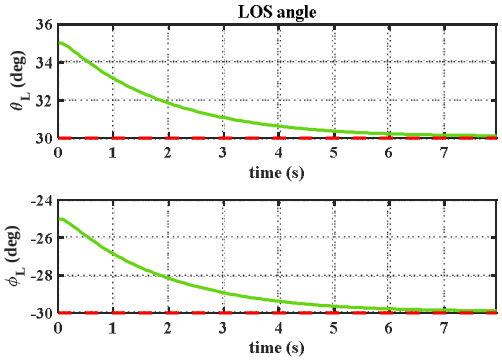
نمودارهای شکل‌های 10 و 11 نشان می‌دهد که در زمانی حدود 32 ثانیه، فاصله نسبی موشک و هدف به صفر می‌رسد. همچنین زوایای ارتفاع و سمت در شروع پرواز به مقدارهدف خود می‌رسند. ورودی کنترلی درنمودار شکل 12 موجب شده موشک طبق مسیرحرکت رسم شده در شکل 13 به سمت هدف حرکت کرده و در ارتفاع 823 متری به هدف برخورد کند. همانطور که مشخص است این کنترل کننده عملکرد بهتری نسبت به کنترل کننده PID داشته باشد ولی در کل می‌توان گفت عملکرد کنترل کننده مودلغزشی متداول متوسط ارزیابی می‌شود، چرا که زمان پرواز در این کنترل کننده بازهم زیاد است، و ارتفاع برخورد موشک و هدف در ارتفاع پایینی اتفاق افتاده است و مناسب برای پدافندهای هوایی 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 مودلغزشی متداول 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 بدهد و برخورد موشک و هدف صورت نگیرد.

4-3 شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده مدل پیش‌بین خطی با شناساگر عصبی

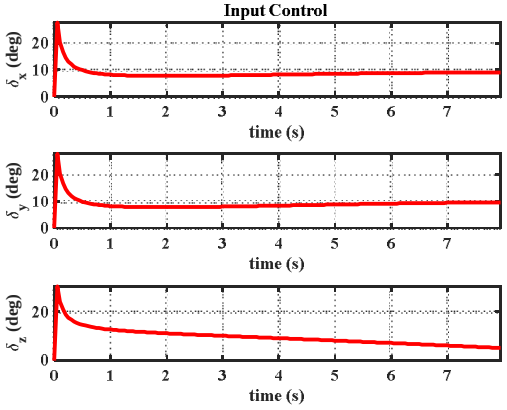
این ساختار کنترل ترکیبی شامل یک شبیه‌ساز شبکه عصبی و یک کنترلر مدل پیش‌بینی خطی ضمنی است که معادلات مدل کنترل توسط شبکه عصبی تعیین می‌شود. بنابراین، اگر فرآیند شناسایی سیستم توسط شبکه عصبی به درستی انجام شود، رفتار کنترلر می‌تواند به سیستم اعمال گردد.



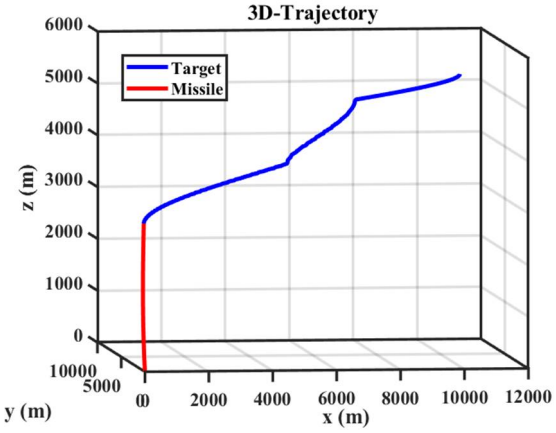
شکل 14- فاصله نسبی موشک و هدف- کنترل کننده پیش‌بین مدل عصبی



شکل 15- تغییرات زوایای فراز و سمت با کنترل کننده پیش‌بین مدل عصبی



شکل 16- ورودی کنترلی موشک- کنترل کننده پیش‌بین مدل عصبی



شکل 17- مسیر حرکت موشک و هدف - کنترل کننده پیش‌بین مدل عصبی

نمودار ارائه‌شده در شکل 14 فاصله نسبی بین موشک و هدف را نشان می‌دهد. این فاصله در حدود 7/78 ثانیه به صفر می‌رسد و برخورد رخ می‌دهد. این بازه زمانی برای سامانه‌های پدافند هوایی در بردهای کوتاه، زمان مناسبی محسوب می‌شود، زیرا پس از شلیک، موشک به‌سرعت به سمت هدف حرکت می‌کند و فرصتی برای انجام مانورهای گریز توسط هدف باقی نمی‌گذارد. همچنین، شکل 15 نشان می‌دهد که زوایای پروازی در زمان مناسبی به هم همگرا می‌شوند. مطابق با داده‌های ارائه‌شده در شکل 16، ورودی کنترلی نیز به‌طور مؤثری اعمال شده است. این ورودی کنترلی موجب هدایت دقیق موشک به سمت هدف بر اساس مسیر مشخص‌شده در شکل 17 شده و در نهایت، رهگیری و برخورد موشک با هدف در ارتفاع 2360 متری صورت گرفته است.

در طراحی کنترلرMPC ، از روش خطی‌سازی آنلاین استفاده شده است و بر اساس نتایج شبیه‌سازی، این کنترلر عملکرد بهتری نسبت به کنترلرهای PID نشان داده است. می‌توان گفت که عملکرد کنترلر MPC برتر ارزیابی می‌شود، زیرا زمان پرواز موشک در این کنترلر برای یک درگیری سطح‌به‌هوا در برد کوتاه کاملاً مناسب است و ارتفاع برخورد موشک و هدف نیز برای اهداف دفاع هوایی کوتاه‌برد مطلوب ارزیابی می‌شود.

همان‌طور که پیش‌تر بیان شد، در شرایط پدافند هوایی برد کوتاه، بهتر است برخورد بین موشک و هدف در ارتفاعات نسبتاً بالاتری رخ دهد تا از نزدیک شدن بیش از حد هدف به مواضع دفاعی جلوگیری شود. این موضوع باعث افزایش کارایی سامانه‌های پدافندی و کاهش تهدیدات ناشی از اهداف متخاصم خواهد شد.

در انتها، مقایسه کمی بین نتایج حاصل از کنترل کننده های مورد بررسی در این مقاله در جدول 2 ارائه شده است.

جدول 2: مقایسه کمی کنترل کننده های مقاله

MPC-NN	SMC	PID	
7. 78	3 2	49. 66	زمان برخورد موشک(s)
2360	8 23	31 0	ارتفاع برخورد موشک(m)

5- نتیجه گیری

در این پژوهش، یک سامانه کنترل پیش‌بین مدل (MPC) برای هدایت موشک‌های پدافند هوایی برد کوتاه طراحی و مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان داد که این کنترلر در مقایسه با کنترلر PID و SMC عملکرد بهتری از خود نشان داده است. از جمله مهم‌ترین مزایای کنترلر MPC می‌توان به دقت بالاتر در هدایت موشک، زمان واکنش سریع‌تر، و بهینه‌سازی مسیر رهگیری اشاره کرد. نتایج حاصل از تحلیل‌ها نشان می‌دهند که در مدت‌زمانی حدود 7/78 ثانیه، فاصله بین موشک و هدف به صفر می‌رسد و برخورد صورت می‌گیرد. این مدت‌زمان برای سامانه‌های پدافند هوایی برد کوتاه ایده‌آل است، زیرا به هدف اجازه نمی‌دهد فرصت کافی برای انجام مانورهای فرار و گریز داشته باشد. همچنین، برخورد در ارتفاع 2360 متری رخ داده است که برای درگیری‌های هوایی کوتاه‌برد سطح‌به‌هوا کاملاً مناسب است. این موضوع از نزدیک شدن بیش از حد هدف به مواضع دفاعی جلوگیری کرده و کارایی سامانه پدافندی را افزایش می‌دهد. از سوی دیگر، همگرایی مناسب زوایای پروازی و اعمال دقیق ورودی کنترلی، نشان‌دهنده‌ی هماهنگی بهینه بین سامانه هدایت و کنترل است. استفاده از روش خطی‌سازی آنلاین در طراحی کنترلر MPC نیز نقش مهمی در بهبود عملکرد آن داشته است. این روش امکان سازگاری آنی کنترلر با تغییرات شرایط پروازی را فراهم کرده و موجب شده است که موشک مسیر بهینه‌ای را برای رهگیری هدف طی کند. در مجموع، یافته‌های این پژوهش نشان می‌دهد که بهره‌گیری از کنترلر MPC در سامانه‌های دفاع هوایی برد کوتاه، به‌ویژه در شرایطی که زمان واکنش سریع و دقت بالا در هدایت مورد نیاز است، می‌تواند به افزایش اثربخشی سامانه‌های پدافندی منجر شود. پیشنهاد می‌شود که در تحقیقات آینده، تأثیر شرایط محیطی نظیر بادهای شدید، تداخلات الکترونیکی، و ویژگی‌های مانورپذیری اهداف مختلف نیز مورد بررسی قرار گیرد تا عملکرد این کنترلر در شرایط عملیاتی پیچیده‌تر نیز ارزیابی شود.

7 - مراجع

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

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

Harl, N. and S. Balakrishnan, Reentry terminal guidance through sliding mode control. Journal of guidance, control, and dynamics, 2010. 33(1): p. 186-199. doi. org/10. 2514/1. 42654

Wang, X. H. , C. P. Tan, and L. P. Cheng, Impact time and angle constrained integrated guidance and control with application to salvo attack. Asian Journal of Control, 2020. 22(3): p. 1211-1220. https: //doi. org/10. 1002/asjc. 1991

Tian, J. , et al. , Integrated guidance and control for missile with narrow field-of-view strapdown seeker. ISA transactions, 2020. 106: p. 124-137. https: //doi. org/10. 1016/j. isatra. 2020. 06. 012

Sinha, A. , S. R. Kumar, and D. Mukherjee. Integrated guidance and control for dual control interceptors under impact time constraint. in AIAA Scitech 2021 Forum. 2021. https: //doi. org/10. 2514/6. 2021-1463

Guo, J. , Q. Peng, and Z. Guo, SMC-based integrated guidance and control for beam riding missiles with limited LBPU. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021. 57(5): p. 2969-2978. 10. 1109/TAES. 2021. 3069035

Zhao, B. , Z. Feng, and J. Guo, 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, 2021. 43(6): p. 1464-1477. https: //doi. org/10. 1177/014233122098132

Li, Z. , et al. , Field-to-View Constrained Integrated Guidance and Control for Hypersonic Homing Missiles Intercepting Supersonic Maneuvering Targets. Aerospace, 2022. 9(11): p. 640. https: //doi. org/10. 3390/aerospace9110640

Fu, Z. , K. Zhang, and S. Yang, Research on three-dimensional integrated guidance and control design with multiple constraints. International Journal of Aerospace Engineering, 2022. 2022(1): p. 6296770. https: //doi. org/10. 1155/2022/6296770

Zhou, H. and X. Zhao, Robust Integrated Guidance and Control Design for Angle Penetration Attack of Multimissiles. International Journal of Aerospace Engineering, 2022. 2022(1): p. 9391236. https: //doi. org/10. 1155/2022/9391236

Liang, X. , et al. , Adaptive NN control of integrated guidance and control systems based on disturbance observer. Journal of the Franklin Institute, 2023. 360(1): p. 65-86. https: //doi. org/10. 1016/j. jfranklin. 2022. 11. 040

Li, Z. , et al. , Three-dimensional approximate cooperative integrated guidance and control with fixed-impact time and azimuth constraints. Aerospace Science and Technology, 2023. 142: p. 108617. https: //doi. org/10. 1016/j. ast. 2023. 108617

Dong, Y. , et al. , Research on the Integrated Design of Missile Guidance Control Considering the Angle of Attack Constraint. Academic Journal of Engineering and Technology Science, 2023. 6(2): p. 7-16. DOI: 10. 25236/AJETS. 2023. 060202

Tang, X. , et al. , Integrated guidance and control with impact angle and general field-of-view constraints. Aerospace Science and Technology, 2024. 144: p. 108809. https: //doi. org/10. 1016/j. ast. 2023. 108809

Guo, J. , Y. Zhou, and M. Zhou, 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, 2024. 238(4): p. 361-371. https: //doi. org/10. 1177/0954410023122407

S. Ma, A. Li و Z. Wang, “Integrated Guidance and Control for Homing Missiles with Terminal Angular Constraint in Three Dimension Space", IEEE International Conference on Artificial Intelligence and Information Systems, Dalian, China, 2020. DOI: 10. 1109/ICAIIS49377. 2020. 9194808

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

Y. Li and F. Yang, "Optimal neural network control," in Control Problems, Toronto, Springer, 2009, pp. 37-42

T. A. Tutunji, "Parametric system identification using neural networks," Applied Soft Computing, vol. 47, p. 251–261, 2016.

J. L. Garriga and M. Soroush, "Model predictive control tuning methods: A review," Industrial & Engineering Chemistry Research, vol. 49, no. 8, pp. 3505-3515, 2010.

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

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

A. Zheng and M. Morari, "Stability of model predictive control with mixed constraints,"IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 40, no. 10, pp. 1818-1823, 1995.