



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 8, No. 2, pp. 27-44, 2024

<https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.2.3>

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



Original Research Paper

Integrated Guidance and Control of the Pitch Channel in Homing Missile Using Optimal Linear and Nonlinear Model Predictive Control

Mohammad Mahdi Soori¹ and Seyed Hosein Sadati^{2*}

1. Mechanical Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

2. Mechanical Engineering Department, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 25 December 2022

Revised 06 August 2023

Accepted 09 August 2023

Available Online 09 August 2023

Keywords:

Missile

Optimal control

Model predictive control

Integrated guidance and control

Nonlinear

ABSTRACT

This article describes the process of designing and simulating the performance of the predictive controller of the optimal model, which was created in order to guide the missile in a two-dimensional problem of minimizing the collision time and the distance from the target. In the design of the optimal model predictive controller, first, the widely used type of implicit linear predictive model is designed, and then the nonlinear predictive model is presented, and their performance in missile guidance is evaluated. According to the simulations, it can be shown that the predictive controller of the implicit linear model (online) and the predictive controller of the optimal nonlinear model control the distance of the missile's final collision with the target and the collision time well. The innovation of this article is the design of the predictive controller of the optimal model using a genetic algorithm and particle community in the integrated guidance and control model.

* Corresponding Author's E-mail: sadati@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

M. M. Soori and S. H. Sadati, "Integrated Guidance and Control of the Pitch Channel in A Homing Missile Using Optimal Linear and Nonlinear Model Predictive Control," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 2, pp. 27-44, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.2.3>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

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



هدایت و کنترل یکپارچه کانال اوج موشک آشیانه‌یاب با استفاده از کنترل پیش‌بین مدل خطی و غیر خطی بهینه

محمد مهدی سوری^۱ و سید حسین ساداتی^{۲*}

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران
۲- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

چکیده

این مقاله به تشریح روند طراحی و شبیه‌سازی عملکرد کنترل کننده پیش‌بین مدل بهینه می‌پردازد که به منظور هدایت موشک در یک مسئله دوبعدی کمیته‌سازی زمان برخورد و فاصله از دست دهی با هدف ایجاد شده‌اند. در طراحی کنترل کننده پیش‌بین مدل بهینه، ابتدا نوع پرکاربرد مدل پیش‌بین خطی ضمنی طراحی شده و سپس مدل پیش‌بین غیرخطی ارائه شده و عملکرد آن‌ها در هدایت موشک مورد ارزیابی قرار گرفته‌است. باتوجه به شبیه‌سازی‌ها می‌توان نشان داد که کنترل کننده پیش‌بین مدل خطی ضمنی (برخط) و کنترل کننده پیش‌بین مدل غیرخطی بهینه، فاصله برخورد نهایی موشک با هدف و زمان برخورد را به خوبی کنترل می‌کند. نوآوری این مقاله طراحی کنترل کننده پیش‌بین مدل بهینه با استفاده از الگوریتم ژنتیک و اجتماع ذرات در مدل هدایت و کنترل یکپارچه است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۴ دی ۱۴۰۱
بازنگری ۱۵ مرداد ۱۴۰۲
پذیرش ۱۸ مرداد ۱۴۰۲
اولین انتشار ۱۸ مرداد ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

موشک
کنترل بهینه
کنترل پیش‌بین مدل
هدایت و کنترل یکپارچه
غیرخطی

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: sadati@kntu.ac.ir

How to Cite this Article:

M. M. Soori and S. H. Sadati, "Integrated Guidance and Control of the Pitch Channel in A Homing Missile Using Optimal Linear and Nonlinear Model Predictive Control," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 2, pp. 27-44, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.2.3>.

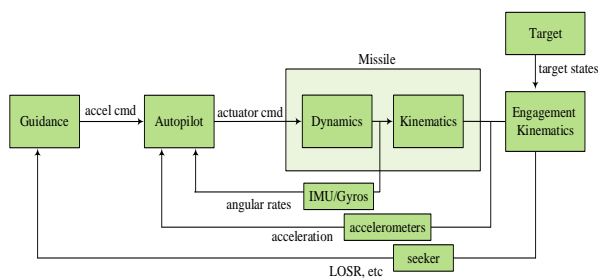
COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

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



گیری که سنسورها انجام میدهند، وضعیت فعلی موشک‌ها (یعنی بردار حالت) را تعیین میکنند. هدایت، شتاب و جهت مطلوب برای رسیدن موشک به هدف در زمان حال و آینده را تعیین می‌نماید. کنترل، شتاب و جهت موشک را به مقادیر مطلوب خود رسانده و باعث می‌شود تا موشک در مسیر مطلوب قرار گیرد. در این مقاله تمرکز بر مسئله برهدایت و کنترل یکپارچه موشک است. فرض بر این است که ناوبری به درستی عمل می‌کند و در نتیجه داده‌های مورد نیاز برای الگوریتم‌های هدایت و کنترل بدون هیچ مشکلی در دسترس می‌باشند. هدایت دستوراتی را با استفاده از بردار حالت ناوبری به کنترل ارائه می‌دهد، سپس کنترل‌کننده به عملگر موشک فرمان می‌دهد تا وضعیت ناوبری دستوری که هدایت داده است را ردیابی کند. در حال حاضر مرسوم است که هدایت کاملاً جدا از کنترل (اتوپایلویت) و بالعکس توسعه یابد. تقریباً همه کتاب‌های درسی و مقاله‌های فنی در مورد این موضوع به این ترتیب به آن پرداخته اند [۱].



شکل ۱- نمودار بلوکی اتوپایلویت سه حلقه

برخی از الگوریتم‌های هدایت پیشرفته‌تر نه تنها به رهگیری دست می‌یابند، بلکه زاویه برخورد^۲ رهگیری موشک در هنگام برخورد را نیز کنترل می‌کنند [۲]. با این حال، همه این الگوریتم‌ها ریشه در مفهوم مثلث برخورد^۳ دارند، که تغییر خط دید^۴ بین رهگیر و هدف را به حداقل می‌رساند و ممکن است دچار ناپایداری در انتهای کار شوند [۳]. در ساختار چند حلقه، هدایت با استفاده از سینماتیک درگیری، ایجاد می‌شود در حالی که اتوپایلویت دینامیک بدنه را تثبیت می‌کند و شتاب ارائه شده توسط هدایت را دنبال می‌کند. این امر یک ساختار حلقه کنترل پی در پی ایجاد می‌کند که در آن حلقه داخلی فرایندهای پهنای باند بالا (اتوپایلویت) و حلقه خارجی فرایندهای پهنای باند پایین (هدایت) را کنترل می‌کند. حلقه‌ها به‌طور جداگانه توسعه می‌یابند و سپس با هم مونتاژ می‌شوند. اگر عملکرد کلی سیستم ایده‌آل نباشد، زیر سیستم‌ها جدا شده و به‌صورت تکراری دوباره طراحی می‌شوند. این فرایند تکراری است، زیرا مهندسان باید طرح‌های خود را بر اساس مفروضات قبلی خود طراحی کنند. این کار می‌تواند پرهزینه باشد و نتایج رضایت بخشی را تضمین نمی‌کند.

۱ فهرست علائم

علائم انگلیسی	
r	بردار موقعیت
a	بردار شتاب
A	منطقه مرجع آیرودینامیک
Ω_ω	بردار نرخ خط دید
XY	مختصات اینرسی
$\hat{r}\hat{n}\hat{\omega}$	مختصات خط دید
xyz	مختصات بدنه
x	بردار حالت
δ	بردار ورودی کنترلی
d	بردار اغتشاش
F	نیروی آیرودینامیکی
M	گشتاور وارد بردنه
m	جرم
\bar{q}	فشار دینامیکی
l	طول مرجع آیرودینامیک
α	زاویه حمله
q	نرخ زاویه فراز
θ	زاویه فراز
λ	زاویه خط دید
U	محور اولیه متصل به بدنه
a_{M_T}	مولفه شتاب مماسی
a_{M_r}	مولفه شتاب عمودی

زیرنویس

M	موشک
T	هدف
r	خط دید
n	عمود بر خط دید

۲ مقدمه

عملکردهای هدایت، ناوبری و کنترل^۱ برای همه اشکال وسایل نقلیه هوایی و فضایی از جمله موشک‌ها، حیاتی است. در عمل، این توابع به‌صورت سری برای مانور یک وسیله نقلیه با هم کار می‌کنند. ابتدا به تعریف هر یک از توابع GNC پرداخته میشود. ناوبری با استفاده از اندازه

3. Collision Triangle
4. Line-of-Sight

1. GNC
2. Impact Angle

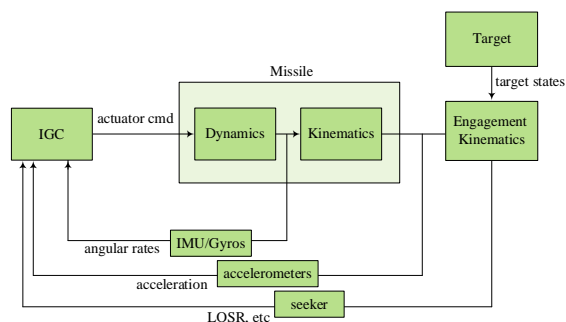
سیگنال‌های خطا مورد نیاز است. هر یک از این حلقه‌ها نیاز به بازخورد حالت از طریق اندازه‌گیری یا مشاهده دارند. سیستم‌های IGC ساده‌تر تعریف شده‌اند و لزوماً به این امر نیاز ندارند. در عمل، این امر می‌تواند هم از نظر صرفه‌جویی در هزینه و هم از نظر عملکرد مفید باشد. به‌عنوان مثال، این انعطاف‌پذیری به‌خوبی به مشکلات عملی مانند محیط‌های محروم از GPS یا اختلال در سیگنال کمک می‌کند. نمونه‌ای از هم‌افزایی هدایت و کنترل را می‌توان با در نظر گرفتن نمودارهای بلوکی سیستم هدایت و کنترل موشک‌های معمولی و IGC در شکل‌های ۱ و ۲ یافت. در رویکرد متداول، قانون هدایت هیچ اطلاعی از میزان چرخش یا شتاب وارد شده به موشک را ندارد، در عوض، هدایت فقط موقعیت نسبی و سرعت درگیری را می‌داند. با کاهش محدوده‌هدف، تغییرات کوچک در هندسه منجر به دستورات شتاب بزرگ می‌شود که می‌تواند از محدوده عملکرد اتوپایلوت فراتر رود. علاوه بر این، اتوپایلوت نمی‌تواند خود را بر اساس سینماتیک درگیری نسبی تنظیم کند، زیرا این اطلاعات را دریافت نمی‌کند. در نتیجه سیستم‌های G and C معمولی برای بهبود پایداری به کوچک کردن ثابت زمانی اتوپایلوت تا حد ممکن متکی هستند. ثابت زمانی اتوپایلوت، فاصله از دست‌دهی^۲ تا هدف را در سیستم‌های G&C معمول طراحی می‌کند [۴]. سیستم IGC چالش‌های خاص خود را دارد. آن‌ها پیچیده‌تر از سیستم‌های سنتی هستند و از نظر محاسباتی گران‌تر هستند. در گذشته، این رویکرد، به دلیل استفاده منحصر به فرد از مدارهای آنالوگ و عدم محاسبه دیجیتال غیرممکن بود. با این حال، با پیشرفت‌های انجام شده در چند دهه گذشته، پرنده‌های امروزی دیگر نگرانی زیادی برای این روش‌ها ندارند.

تحقیقات در زمینه هدایت و کنترل یکپارچه با لین^۳ و یوئه^۴ در سال ۱۹۸۸ آغاز شد. آن‌ها شرکت GNC آمریکایی را تاسیس کردند. در مقاله ۱۹۹۲ آن‌ها، IGC با استفاده از رویکرد نظری بازی^۵ تدوین شد [۵]. آن‌ها از رویکرد تئوری بازی استفاده کردند که در آن زمان به‌طور گسترده مورد مطالعه قرار گرفت. کلوتیر^۶، یکی از نویسندگان [۶]، یک تنظیم کننده غیرخطی را که از معادله ریکاتی وابسته به حالت^۷ (SDRE)، در [۷] تجزیه و تحلیل کرد. این روش سپس در جهت توسعه قانون هدایت در [۸] و اتوپایلوت در [۹] به کار گرفته شد. با موفقیت کلوتیر با استفاده از SDRE، منون^۸ و همکاران. در [۱۰] و پالمبو^۹ در [۱۱]، ترمیم تکنیک SDRE را به سمت یک سیستم IGC انتخاب کردند. در [۱۱]، پالمبو رویکرد مشابهی دارد،

مشکل دیگر این ساختار میزان بازخورد مورد نیاز برای دستیابی به موفقیت است.

۱.۲ هدایت و کنترل یکپارچه

بر خلاف ساختار اتوپایلوت سه حلقه مرسوم، هدایت و کنترل یکپارچه^۱ (IGC) یک چارچوبی یکپارچه است که در آن هدایت و کنترل به جای آنکه مستقل از هم باشند، به‌صورت یکپارچه درون هم در نظر گرفته می‌شود. بلوک دیاگرام IGC در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲- بلوک دیاگرام هدایت و کنترل یکپارچه (IGC)

مزیت IGCها توانایی آن‌ها در استفاده از تعاملات بین زیرسیستم‌های هدایت و کنترل است. IGC قصد دارد با بهره‌گیری از هم‌افزایی بین فرایندهای هدایت و کنترل، عملکرد موشک را افزایش دهد. بسته به ساختار IGC، برخی مسیرهای بازخورد اضافی را در سیستم کنترل پرواز ایجاد می‌کنند، در حالی که برخی دیگر به مقدار کمتری نیاز دارند. قرار دادن G&C در یک سیستم واحد IGC پتانسیل بهینه‌سازی آن را بهبود می‌بخشد. زیرا بهینه‌سازی پارامترها می‌تواند به‌طور مستقیم انجام شود. توابع هزینه شامل پارامترهای کلیدی عملکرد مانند سرعت نسبی نزدیک شدن موشک و هدف، زاویه خط دید، زاویه برخورد، و پارامترهای بسیاری که به آسانی در دسترس اتوپایلوت نیستند، اکنون به‌طور مستقیم در دسترس هستند. با یکپارچه‌سازی سیستم، یک IGC می‌تواند بدون خطر محدود شدن توسط یک مولفه که بسیار محافظه کارانه طراحی شده را، بهینه‌سازی کند. این محدودیت اغلب زمانی رخ می‌دهد که زیر سیستم‌ها به‌طور مستقل طراحی شده‌اند. یکی دیگر از مزایای این سیستم‌ها این است که می‌توان از بازخورد سنسورهای کمتری استفاده کرد و همچنان به راه حل مناسب رسید. هنگامی که از حلقه‌های پی‌درپی استفاده می‌شود، چندین دستور و پاسخ‌های حالت داخلی برای فرمول‌بندی

6. Cloutier
7. State-Dependent Riccati Equation
8. Menon
9. Palumbo

1. Integrated Guidance and Control
2. Miss Distance
3. Lin
4. Yueh
5. Game-Theoretic

سرعت بین موشک و هدف طراحی می‌شود [۲۰، ۲۱]. با این حال، کوچکتر شدن فاصله نسبی بین موشک و هدف و تغییر سریع هندسه نسبی ممکن است منجر به کاهش عملکرد سیستم و حتی شکست روش طراحی جداسازی شود. به منظور اجتناب از این کاستی‌ها، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه توسط محققان داخلی و بین‌المللی مورد بررسی قرار گرفته‌است [۲۲].

در طی ۲۵ سالی که محققان به هدایت و کنترل یکپارچه موشک پرداخته‌اند، طراحی سناریوهای هدایت و کنترلی متفاوتی، مانند رویکرد نظریه بازی، معادله ریکاتی وابسته به حالت، بازگشت به عقب را مورد بررسی قرار داده‌اند. در سال‌های اخیر نیز، طراحی کنترلر مودل‌غزشی و شبکه عصبی مورد توجه گرفته‌است که از جمله می‌توان به هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه و شبکه عصبی تطبیقی اشاره کرد [۵-۲۲].

در این مقاله طراحی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل خطی و غیرخطی بهینه برای مدل هدایت و کنترل یکپارچه به منظور کمینه شدن زمان برخورد و کمتر شدن فاصله نهایی برخورد موشک با هدف، پیشنهاد شده‌است. ابتدا کنترل‌کننده پیش‌بین مدل خطی آنلاین طراحی شده و در ادامه با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی فرا اکتشافی کنترل‌کننده پیش‌بین مدل غیرخطی طراحی شد و نتایج این دو کنترل‌کننده بررسی شده‌است.

۲.۲ 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: هدایت‌بخش میانه مسیر با موفقیت انجام شده‌است. دو: سرعت موشک و هدف در مسیر برخورد نزدیک به هم است. سه: در لحظه برخورد سرعت نسبی موشک-هدف صفر خواهند شد. هندسه این سناریو درگیری در شکل ۳ نشان داده شده‌است.

هدف از این مقاله طراحی الگوریتم یکپارچه هدایت و کنترل مناسب با استفاده از کنترل‌کننده پیش‌بین مدل خطی و غیرخطی به منظور رهگیری دقیق هدف خواهد بود. از این رو ابتدا به بیان

اما IGC خود را بر اساس یک اتوپایلوت معکوس پویا همراه با یک سیستم هدایت مطلوب پایه‌گذاری می‌کند. این مطالعه شامل یک آزمایش رفت و برگشت مونت کارلو^۱ با پویایی خطای اندازه‌گیری واقع بینانه بود. او نتیجه می‌گیرد که معادله دیفرانسیل ریکاتی وابسته به حالت IGC به‌طور میانگین فاصله بین ۲۳ تا ۳۱ درصد را از دست می‌دهد. در سال ۲۰۰۴، منون، سوئیدوک^۲ و وادی^۳، تکنیک کنترل غیر خطی و زمان گسسته را در [۱۲] مقایسه کردند. این تکنیک‌ها روش خطی‌سازی بازخورد زمان گسسته، روش معادله ریکاتی وابسته به حالت گسسته و یک روش بازگشت به عقب گسسته زمان گسسته بود در سال ۲۰۰۶، یک رویکرد نظری بازی توسط منون، وادی و اولمایر^۴ در [۱۳] ارائه شد. در آن، یک سیستم فعال شده با جرم متحرک مدل شد. سیستم هدایت و کنترل یکپارچه افق محدود به‌عنوان یک بازی دیفرانسیل محدود شده توسط بدترین اختلالات ارائه شد. این مطالعه امکان سنجی این مفهوم را ثابت کرد، اما با یک سیستم پایه دیگر مقایسه نشد. همچنین در سال ۲۰۰۶، رویکرد برگشت مجدد^۵ توسط هوانگ^۶ و تهک^۷ در [۱۴] ارائه شد. به‌طور خلاصه، IGC از طریق روش‌های مختلفی از جمله رویکرد نظریه بازی، معادله ریکاتی وابسته به حالت و بازگشت به عقب بررسی شده‌است. رویکرد بعدی نسبت به IGC با استفاده از SMC در [۱۵] توسط هارل^۸ و بالاکریشنان^۹ با استفاده از کنترل حالت لغزشی مرتبه دوم ترمینال^{۱۰} (TSM) ارائه شد. در سال ۲۰۱۹ وانگ^{۱۱} و همکاران برای اینکه موشک به توانایی حمله همه‌جانبه دست یابد [۱۶]، یک روش هدایت و کنترل یکپارچه با زاویه ضربه محدود ارائه کرد. برای بهبود توانایی آسیب رساندن به هدف، او و همکاران [۱۷]، یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه با محدودیت زاویه ضربه برای مقابله با مشکل رهگیری اهداف مانور ناشناخته طراحی کرد. برای مقابله با محدودیت‌های اشباع محرک در سیستم‌های واقعی، ما و همکاران^{۱۲} [۱۸] یک قانون هدایت و کنترل یکپارچه را با استفاده از کنترل سطح پویا، کنترل پس‌گام^{۱۳} و شبکه عصبی تطبیقی بررسی کرد. و میشل و استشل کنترل مود لغزشی را برای مدل صفحه‌ای یکپارچه به‌طور کامل بررسی کردند [۱۹]. در روش‌های سنتی هدایت و کنترل موشک، سیستم‌های هدایت و کنترل به‌عنوان دو فرآیند متفاوت در نظر گرفته می‌شوند. سیستم هدایت به‌عنوان یک حلقه بیرونی طراحی شده‌است که شتابی را ایجاد می‌کند که توسط اتوپایلوت حلقه داخلی ردیابی می‌شود که معمولاً بدون در نظر گرفتن اطلاعات موقعیت و

8. Harl
9. Balakrishnan
10. Terminal Second-Order Sliding Mode
11. Wang
12. Ma
13. Backstepping

1. Monte-Carlo
2. Sweriduk
3. Vaddi
4. Ohlmeyer
5. Backstepping
6. Hwang
7. Tahk

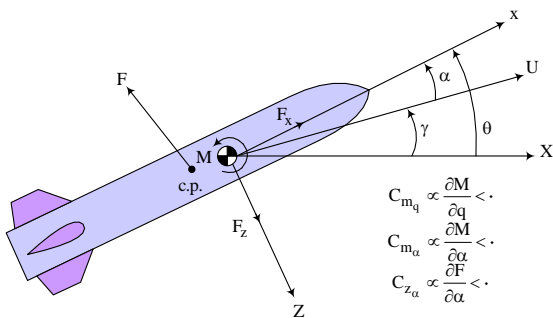
در معادلات فوق r فاصله نسبی موشک و هدف و $\dot{r} = \Omega_M$ نرخ تغییرات زاویه خط دید موشک هدف است. همچنین $\dot{\Omega}_\omega$ به صورت معادله ۴ نوشته می‌شود [۲۳].

$$\dot{\Omega}_\omega = \frac{\dot{v}_n}{r} - \frac{v_n \dot{r}}{r^2} \quad (۴)$$

باترکیب معادلات فوق و در نظر گرفتن متغیرهای حالت مناسب، معادلات فضای حالت سینماتیک درگیری به صورت زیر ارائه می‌شوند [۲۳].

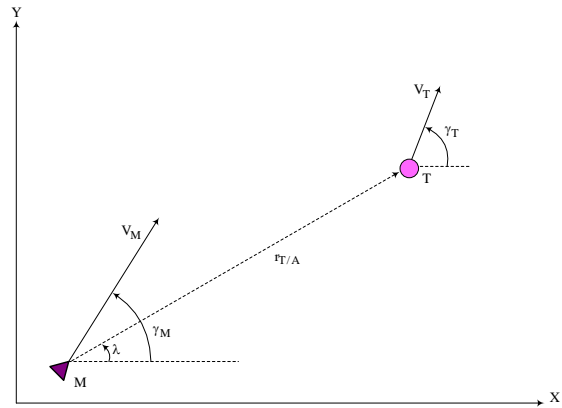
$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{v}_r \\ \dot{\lambda} \\ \dot{v}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_r \\ v_n \\ r \\ -v_r v_n \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{M_r} \\ a_{M_n} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ a_{T_r} \\ 0 \\ a_{T_n} \end{bmatrix} \quad (۵)$$

این نمایش به شکل $\dot{x} = A(x) + Bu + \rho$ است که x بردار حالت، u بردار کنترل و ρ اغتشاش است. اگرچه این معادله به طور دقیق سینماتیک درگیری را توصیف می‌کند، اما دینامیک موشک را نادیده می‌گیرد و یک بردار کنترل غیرعملی ایجاد می‌کند. همان‌طور که در سینماتیک درگیری نشان داده شد، یک موشک برای رهگیری یک هدف در حال مانور باید شتاب a_{M_n} داشته باشد. برای یک موشکی که درون جو قرار دارد، چرخش بدنه مهم‌ترین عمل برای ایجاد نیروهای لازم برای شتاب دادن به موشک خنثی کردن مانور هدف است. بنابراین، دینامیک موشک چرخشی باید به طور دقیق مدل شود. در شکل ۴ دینامیک سیستم نمایش داده شده است که در آن x, z سیستم مختصات متصل به بدنه، U محور اولیه متصل به بدنه، X محور اولیه متصل به همان چارچوب مرجع اینرسی است که در سینماتیک درگیری استفاده می‌شود. زاویه حمله α ، زاویه مسیر پرواز γ ، و زاویه اوج θ ، جهت‌گیری این سیستم‌های مختصات را نسبت به یکدیگر دنبال می‌کنند. در این سناریو، زاویه حمله α منجر به نیروی آیرودینامیکی F روی بدنه در مرکز فشار موشک می‌شود. سپس این نیرو به صورت مجموعه‌ای از نیروها F_x, F_z و یک گشتاور M در مرکز جرم نمایش داده می‌شود.



شکل ۴- دینامیک موشک [۱۹]

مسئله درگیری موشک-هدف که شامل تمام موضوعات مورد نیاز برای مدل‌سازی دقیق از جمله سینماتیک درگیری، دینامیک موشک، مدل هدایت و کنترل یکپارچه، استراتژی رهگیری و هدایت است، می‌پردازیم.



شکل ۳- سینماتیک درگیری [۲۳]

هندسه درگیری در شکل ۳ در نظر گرفته می‌شود که در آن بردار خط دید، موقعیت هدف را نسبت به موشک مشخص می‌کند. اگر از سیستم مختصات ثابت اندازه‌گیری استفاده شود، رابطه نسبی بین بردارهای موقعیت موشک r_M و هدف r_T به صورت زیر نوشته می‌شود [۲۳].

$$r_T = r_M - r_{T/M} \quad (۱)$$

با مشتق‌گیری از رابطه ۱ نسبت به زمان، رابطه نسبی سرعت‌ها و شتاب‌ها نیز بدست می‌آیند. همچنین علاوه بر مختصات اصلی که بیان شد، برای ردیابی بهتر یک سیستم مختصات چرخشی ω, n, r برای این سینماتیک مورد نیاز است. این سیستم مختصات روی موشک ثابت است و فرض بر این است که محور اصلی آن همیشه در امتداد خط دید قرار دارد. بنابراین این سیستم نسبت به مرجع اینرسی ثابت X, Y, Z می‌چرخد. در نتیجه معادلات سرعت و شتاب نسبی به صورت زیر می‌شوند [۲۳].

$$v_T - v_M = \dot{r} \hat{r} + r \Omega_\omega \hat{n} \quad (۲)$$

$$a_T - a_M = (\ddot{r} - r \Omega_\omega^2) \hat{r} + (r \dot{\Omega}_\omega - 2\dot{r} \Omega_\omega) \hat{n} + r \Omega_r \Omega_\omega \hat{w} \quad (۳)$$

منطقی به نظر می‌رسد. باتوجه به این که r در معادلات حالت در مخرج ظاهر شده‌است پس شرط صفر شدن آن مقدار مطلوبی برای شبیه‌سازی نمی‌باشد چرا که در این حالت سیستم ناپایدار خواهد شد. رابطه موجود برای تغییر نرخ r به صورت زیر می‌باشد [۱۹] [۲۳].

$$\dot{r}(t) = v_r(t) \quad (10)$$

با تعریف سرعت $v_c(t) = -v_r(t)$ به عنوان سرعت نزدیک شونده، اگر این سرعت در لحظه اول بزرگتر از صفر باشد و مقدار مثبت خود را حفظ کند این بدان معنا است که برخورد رخ خواهد داد. رابطه نرخ تغییرات به صورت معادله ۱۱ قابل بیان است.

$$\dot{v}_c = a_M \cos(\lambda - \theta) M - a_T \cdot \hat{r} - \frac{v_n^2}{r} \quad (11)$$

با ساده‌سازی معادله بالا خواهیم داشت.

$$\dot{v}_c = -\frac{v_n^2}{r} \quad (12)$$

باتوجه به اینکه سرعت نزدیک شونده باید مثبت باشد، بنابراین عبارت v_n باید صفر گردد تا از منفی شدن v_c جلوگیری شود. بنابراین راه دست‌یابی به رهگیری در مدل یکپارچه فضای حالت این است که δ بگونه‌ای محاسبه گردد که شرط زیر برقرار باشد [۱۹] [۲۳].

$$\delta: v_n \rightarrow 0 \quad (13)$$

بنابراین هدف کنترلی را در این مسئله می‌توان صفر کردن مولفه عمودی بردار سرعت نسبی تعریف نمود.

۴.۲ طراحی کنترل کننده مدل پیش‌بین

در اکثر پروژه‌های کنترلی که استفاده از کنترل مدل پیش‌بین یک ضرورت محسوب می‌شود، گزینه کنترل کننده مدل پیش‌بین نوع خطی در اولویت قرار دارد. به ویژه در پروژه‌های صنعتی به دلیل نیاز به سرعت و قابلیت اطمینان بالا در کنار ملاحظات هزینه‌ای، این نوع کنترل کننده تاکنون تقریباً تنها گزینه طراحان به حساب آمده است [۲۴]. کنترل کننده پیش‌بین مدل خطی را در حالت کلی می‌توان به دو روش آنلاین (ضمنی) و آفلاین (صریح) پیاده‌سازی نمود. در پیاده‌سازی آنلاین، مسئله بهینه‌سازی تابع هزینه کنترلی در هر گام زمانی به صورت برخط حل شده و جواب این مسئله تعیین کننده دستور کنترلی بهینه خواهد بود. ولی در روش آفلاین، مسئله بهینه‌سازی مذکور یک بار برای تمام مقادیر ممکن بردار حالت حل شده و پاسخ بهینه به صورت یک تابع صریح از متغیرهای بردار حالت محاسبه و در حافظه کنترل کننده بارگذاری می‌شود. سپس کنترل کننده در هر گام زمانی بر اساس مقادیر متغیرهای بردار حالت، تابع مذکور را مقداردهی کرده و دستور کنترلی را بیان می‌کند. بدین ترتیب زمان موردنیاز برای انجام محاسبات کنترلی کاهش یافته و پیاده‌سازی

معادلات دینامیک موشک را در فضای حالت به صورت زیر می‌توان در نظر گرفت [۱۹].

$$\begin{pmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha} & 1 & 0 \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\alpha} & \frac{\bar{q}Sl^2}{I_{yy}2U_0} C_{mq} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\delta} \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\delta} \\ 0 \end{bmatrix} \delta \quad (6)$$

در معادلات فوق $C_{z\alpha}$ و $C_{m\alpha}$ و C_{mq} مشتقات پایداری $C_{z\delta}$ و $C_{m\delta}$ مشتقات کنترل‌اند.

مدل درگیری یکپارچه با ترکیب سینماتیک درگیری و دینامیک موشک استخراج می‌شود که واسطه بین سینماتیک و دینامیک، شتاب جانبی موشک است [۱۹].

$$a_{M,z} = \frac{\bar{q}A}{m} (C_{z\alpha}\alpha + C_{z\delta}\delta) \quad (7)$$

که در نتیجه معادلات این سیستم به فرم زیر خواهد شد [۱۹].

$$\begin{pmatrix} \dot{r} \\ \dot{v}_r \\ \dot{\lambda} \\ \dot{v}_n \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_r \\ \frac{v_n^2}{r} + \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha}\alpha \sin(\lambda - \theta) \\ \frac{v_n}{r} \\ -\frac{v_n v_r}{r} + \frac{\bar{q}S}{m} C_{z\alpha}\alpha \cos(\lambda - \theta) \\ \frac{\bar{q}S}{mU_0} C_{z\alpha}\alpha + q \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\alpha}\alpha + \frac{\bar{q}Sl^2}{I_{yy}2U_0} C_{mq}q \\ q \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{\bar{q}Sl}{m} C_{z\delta} \\ \frac{\bar{q}Sl}{I_{yy}} C_{m\delta} \\ 0 \end{pmatrix} \delta + \begin{pmatrix} 0 \\ a_{Tr} \\ 0 \\ a_{Tn} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (8)$$

معادله ۸ را می‌توان به فرم معادله ۹ بیان کرد که d اغشتاش وارد به سیستم است [۱۹].

$$\begin{aligned} \dot{x} &= a(x, t) + B\delta(t) + d \\ y &= v_n \end{aligned} \quad (9)$$

۳.۲ طراحی کنترل کننده

برخورد موشک - هدف زمانی رخ می‌دهد که r فاصله موشک تا هدف به کمتر از مقدار r_{hit} کاهش یابد، ($|r| < r_{hit}$) شرط لازم و کارآمد برای برخورد با هدف در نظر گرفته می‌شود. این شرط در عمل کاملاً

در کنترل کننده جهت کاهش خطای حالت ماندگار، ورودی کنترلی را با ارتباط دادن به مقدار افزایش آن در هر زمان نمونه‌برداری $u(k) = u(k-1) + \Delta u(k)$ در قالب متغیرهای حالت جدید به معادلات مدل کنترل محور قبلی اضافه می‌کنیم [۲۵].

$$\begin{aligned} x_a(k+1) &= A_a x_a(k) + B_a \Delta u(k) \\ \begin{bmatrix} x(k+1) \\ u(k) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_a & B_a \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_a \\ I \end{bmatrix} \Delta u(k) \end{aligned} \quad (18)$$

به این مدل کنترل محور جدید در اصطلاح مدل افزوده^۳ گفته می‌شود. معادلات خروجی مدل افزوده به صورت زیر قابل بیان است.

$$\begin{aligned} y(k) &= C_a x_a(k) \\ y(k) &= [C_a \quad 0] \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (19)$$

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.

$$Y = F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + \phi \Delta U \quad (20)$$

در معادله مدل پیش‌بینی فوق می‌توان بردار Y را از رابطه (۲۱)،

$$Y = \begin{bmatrix} y(k+1|k) \\ y(k+2|k) \\ \vdots \\ y(k+N_p|k) \end{bmatrix} \quad (21)$$

بردار ΔU را از رابطه (۲۲)،

$$\Delta U = \begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix} \quad (22)$$

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

ماتریس F را از رابطه (۲۳)،

کنترل کننده بر روی سخت‌افزار کنترلی با حجم پردازشی محدود نیز میسر می‌شود. باتوجه به این که هر دو نوع کنترل کننده مدل پیش‌بین آنالاین و آفلاین در ذات با یکدیگر مشترک هستند و صرفاً پیاده‌سازی آن‌ها با یکدیگر متفاوت است، کنترل کننده نوع آفلاین تمام ویژگی‌های نوع آنالاین را با خود به همراه دارد. از این رو، مرسوم است که ابتدا مسئله با طراحی کنترل کننده نوع برخط حل شده و پارامترهای مطلوب آن تعیین می‌شود و پس از اطمینان از عمل کرد مطلوب کنترل کننده، پیاده‌سازی صریح در عمل مورد استفاده قرار می‌گیرد.

۵.۲ طراحی کنترل کننده مدل پیش‌بین خطی ضمنی (آنالاین)

طراحی کنترل کننده مدل پیش‌بین آنالاین خطی را با خطی‌سازی معادلات حلقه‌باز سیستم آغاز می‌نماییم. هر چند می‌توان با استفاده از ژاکوبین، معادلات غیرخطی به معادلات حالت خطی‌سازی شده دست یافت، اما روش پیرایش معادلات غیرخطی به دلیل وجود ابزارهای لازم در نرم افزار متلب و تقریب بهتر برای مسائل با درجه غیرخطی بالا مناسب‌تر است. با فرض صفر بودن اغتشاشات، فرم استاندارد معادلات حالت خطی‌سازی شده سیستم حلقه باز به شکل زیر بیان می‌شود.

$$\dot{x}(t) = A_c x(t) + B_c u(t) \quad (14)$$

معادله خروجی سیستم نیز به شکل زیر بیان می‌شود.

$$y(t) = C_c x(t) \quad (15)$$

۵.۲.۱ مدل کنترل محور^۱

کنترل کننده مدل پیش‌بین معمولاً به صورت زمان گسسته در سیستم‌های کنترلی پیاده‌سازی می‌شود. از این رو معادلات حالت را با استفاده از نگاه‌دارنده مرتبه صفر^۲ و زمان نمونه‌برداری T_s ، به فرم معادله فضای حالت زمان گسسته تبدیل می‌کنیم.

$$x(k+1) = A_d x(k) + B_d u(k) \quad (16)$$

بنابراین معادلات خروجی سیستم زمان گسسته نیز به فرم زیر خواهند بود.

$$y(k) = C_d x(k) \quad (17)$$

روابط (۱۶) و (۱۷) بیان‌گر مدلی هستند که کنترل کننده مدل پیش‌بین بر اساس آن توسعه می‌یابد. از این رو این مدل، اصطلاحاً مدل کنترل محور نامیده می‌شود. با هدف لحاظ کردن قید تعریف شده روی نرخ تغییرات شتاب در معادلات کنترلی و نیز ایجاد رفتار انتگرال‌گیری

اول نسبت به حل معادله درجه دوم حجم محاسباتی کمتری نیاز دارد، اما وجود مقدار کمینه کلی^۱ در این روش تضمین شده نیست. از این رو، تابع هزینه به فرم یک تابع درجه دو انتخاب می‌شود تا به دلیل محدب بودن این تابع، وجود نقطه کمینه محلی^۲ معادل وجود نقطه کمینه کلی باشد (شرط لازم و کافی برای بهینه‌گی)^۳.
تابع هزینه برای مسئله تعقیب^۴ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$J = \sum_{i=1}^{N_p} [y(k+i|k) - r(k+i|k)]^T Q [y(k+i|k) - r(k+i|k)] + \sum_{j=0}^{N_c-1} \Delta u^T(k+j|k) R \Delta u(k+j|k) \quad (25)$$

در تابع هزینه، Q یک ماتریس متقارن مثبت معین، R یک اسکالر مثبت است.

۹
 $r(k+i|k) = [x_{r,d}(k+i|k) \quad v_{r,d}(k+i|k) \quad v_{h,d}(k+i|k)]^T$
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 در نظر گرفته می‌شود. اما گاهی می‌توان نحوه تغییرات سیگنال‌های مرجع کنترل‌کننده را از قبل پیش‌گویی کرد که به این قابلیت اصطلاحاً "پیش‌دید کردن"^۵ 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 عمل کرد سیستم می‌شود.
می‌توان فرم ماتریسی تابع هزینه را به شکل زیر بیان نمود.

$$J = \underbrace{\begin{bmatrix} y(k+1|k) - r(k+1|k) \\ y(k+2|k) - r(k+2|k) \\ \vdots \\ y(k+N_p|k) - r(k+N_p|k) \end{bmatrix}^T}_{Y^T - Ref^T} \underbrace{\begin{bmatrix} Q & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & Q \end{bmatrix}}_{\hat{Q}} \underbrace{\begin{bmatrix} y(k+1|k) - r(k+1|k) \\ y(k+2|k) - r(k+2|k) \\ \vdots \\ y(k+N_p|k) - r(k+N_p|k) \end{bmatrix}}_{Y - Ref} + \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix}^T}_{\Delta U^T} \underbrace{\begin{bmatrix} R & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & R \end{bmatrix}}_{\hat{R}} \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix}}_{\Delta U} = (Y - Ref)^T \hat{Q} (Y - Ref) + \Delta U^T \hat{R} \Delta U \quad (26)$$

مشخص است که \hat{Q} و \hat{R} ماتریس‌های مثبت معین هستند. با جایگزینی Y از (۲۰) در تابع هزینه خواهیم داشت:

$$F = \begin{bmatrix} C_a A_a \\ C_a A_a^2 \\ \vdots \\ C_a A_a^{N_p} \end{bmatrix} \quad (23)$$

و نهایتاً ماتریس ϕ را از رابطه (۲۴) به دست آورد.

$$\phi = \begin{bmatrix} C_a B_a & \dots & 0 \\ C_a A_a B_a & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ C_a A_a^{N_p} B_a & \dots & C_a A_a^{N_p - N_c} B_a \end{bmatrix} \quad (24)$$

۲.۵.۲ تعریف مسئله بهینه‌سازی مقید کنترل مدل پیش‌بین خطی

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 ($x_a(k|k) = x_a(k)$) به‌عنوان شرایط اولیه محاسبه می‌گردند. با حل مسئله بهینه‌سازی فوق‌الذکر، دنباله ورودی‌های کنترلی به صورت $\Delta a_h(k), \dots, \Delta a_h(k+N_c-1|k)$ 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.

تابع هزینه در کنترل مدل پیش‌بین معمولاً به صورت یک تابع خطی و یا تابع درجه دو انتخاب می‌شود. هرچند حل معادله درجه

$$J = \frac{1}{2} \Delta U^T \underbrace{2[\hat{R} + \phi^T \hat{Q} \phi]}_{\hat{H}} \Delta U + 2 \underbrace{\left(\begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix}^T F^T - Ref^T \right) \hat{Q} \phi \Delta U}_{\hat{M}} + \underbrace{Ref^T \hat{Q} Ref + \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix}^T F^T \hat{Q} \left(F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} - 2Ref \right)}_{\hat{N}} = \frac{1}{2} \Delta U^T \hat{H} \Delta U + \hat{M} \Delta U + \hat{N} \quad (27)$$

در رابطه فوق $\hat{H} = 2[\hat{R} + \phi^T \hat{Q} \phi] \in \mathbb{R}^{N_c \times N_c}$ ماتریس متقارن مثبت معین بوده و $\hat{M} = 2([x^T(k) \quad u^T(k-1)]F^T - Ref^T)\hat{Q}\phi \in \mathbb{R}^{N_c}$ و همچنین ضریب اسکالر $\hat{N} = Ref^T \hat{Q} Ref + [x^T(k) \quad u^T(k-1)]F^T \hat{Q} (F[x^T(k) \quad u^T(k-1)] - 2Ref) \in \mathbb{R}$ متغیر با زمان می‌باشند. برای اعمال قیدهای مسئله، بردار سیگنال ورودی در پنجره کنترلی را به صورت زیر بازنویسی می‌کنیم.

$$\underbrace{\begin{bmatrix} u(k|k) \\ u(k+1|k) \\ \vdots \\ u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix}}_U = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 \\ \vdots \\ 1 \end{bmatrix}}_{G_{1,\Delta U}} u(k-1) + \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \ddots & & \vdots \\ 1 & \dots & & 1 \end{bmatrix}}_{G_{2,\Delta U}} \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta u(k|k) \\ \Delta u(k+1|k) \\ \vdots \\ \Delta u(k+N_c-1|k) \end{bmatrix}}_{\Delta U} = G_{1,\Delta U} u(k-1) + G_{2,\Delta U} \Delta U \quad (28)$$

با استفاده از (۲۸) می‌توان قیدهای مسئله را در طول پنجره پیش‌بینی از طریق روابطی که در ادامه بیان می‌شوند، به دست آورد [۲۶].

قید روی کنترل ورودی:

$$Y^{min} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{r,min} \\ v_{r,min} \\ v_{h,min} \end{bmatrix} \quad U^{min} \leq G_{1,\Delta U} u(k-1) + G_{2,\Delta U} \Delta U \leq U^{max} \quad (29)$$

$$Y^{max} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{r,max} \\ v_{r,max} \\ v_{h,max} \end{bmatrix} \quad \begin{cases} -G_{2,\Delta U} \Delta U \leq G_{1,\Delta U} u(k-1) - U^{min} \\ G_{2,\Delta U} \Delta U \leq -G_{1,\Delta U} u(k-1) + U^{max} \end{cases} \quad (31)$$

$$\begin{cases} -\phi \Delta U \leq F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} - Y^{min} \\ \phi \Delta U \leq -F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + Y^{max} \end{cases} \quad \text{قید روی تغییرات بردار ورودی کنترلی:}$$

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 به صورت زیر می‌توان بیان کرد.

$$\begin{bmatrix} G_U \\ G_{\Delta U} \\ G_Y \end{bmatrix} \Delta U \leq \begin{bmatrix} W_U \\ W_{\Delta U} \\ W_Y \end{bmatrix} \quad (32) \quad \begin{cases} -\Delta U \leq -\Delta U^{min} \\ \Delta U \leq \Delta U^{max} \end{cases} \quad (30)$$

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

قید روی بردار خروجی:

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

$$d(\lambda) = \min_{\Delta U} \mathcal{L}(\Delta U, \lambda) \\ = \min_{\Delta U} \left\{ \frac{1}{2} \Delta U^T \hat{H} \Delta U + \hat{M} \Delta U + \lambda^T (G \Delta U - W) \right\} \quad (36)$$

بنابراین مسئله دوگان به شکل زیر بیان می‌گردد.

$$\max_{\lambda_i \geq 0} (d(\lambda)) = \max_{\lambda_i \geq 0} \left\{ \min_{\Delta U} \left(\frac{1}{2} \Delta U^T \hat{H} \Delta U + \hat{M} \Delta U + \lambda^T (G \Delta U - W) \right) \right\} \quad (37)$$

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.

$$\nabla_{\Delta U} \mathcal{L}(\Delta U, \lambda) = \hat{H}^T \Delta U + \hat{M}^T + G^T \lambda = 0 \quad (38)$$

باتوجه به این که $\hat{H} = \hat{H}^T > 0$ ماتریس \hat{H} وارون پذیر می‌باشد. بنابراین می‌توان نوشت:

$$\Delta U = -\hat{H}^{-1} (\hat{M}^T + G^T \lambda) \quad (39)$$

با جایگذاری این مقدار در مسئله دوگان داریم:

$$\max_{\lambda_i \geq 0} (d(\lambda)) = \max_{\lambda_i \geq 0} \left\{ -\frac{1}{2} \lambda^T (G \hat{H}^{-1} G^T) \lambda - \lambda^T (W + G \hat{H}^{-1} \hat{M}^T) - \frac{1}{2} \hat{M} \hat{H}^{-1} \hat{M}^T \right\} \quad (40)$$

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

$$\nabla d(\lambda) = G \hat{H}^{-1} G^T \lambda + G \hat{H}^{-1} \hat{M}^T + W = 0 \quad (41)$$

در صورتی که در مسئله اصلی هیچ قید زائدی^۵ نداشته باشیم، ماتریس G مرتبه کامل سطری^۶ خواهد بود و باتوجه به این که ماتریس \hat{H} مرتبه کامل است، می‌توانیم بردار ضرایب لاگرانژ بهینه را به صورت زیر محاسبه کنیم.

$$\lambda^* = -(G \hat{H}^{-1} G^T)_{left}^{-1} (G \hat{H}^{-1} \hat{M}^T + W) \quad (42)$$

با جایگذاری مقدار λ^* در (۴۰)، بردار رشته تغییرات کنترلی بهینه در طول پنجره کنترلی به دست می‌آید.

$$G_U = \begin{bmatrix} -G_{2,\Delta U} \\ G_{2,\Delta U} \end{bmatrix} \\ G_{\Delta U} = \begin{bmatrix} -I \\ I \end{bmatrix} \\ G_Y = \begin{bmatrix} -\phi \\ \phi \end{bmatrix}$$

$$W_U = \begin{bmatrix} G_{1,\Delta U} u(k-1) - U^{min} \\ -G_{1,\Delta U} u(k-1) + U^{max} \end{bmatrix} \quad (33) \\ W_{\Delta U} = \begin{bmatrix} -\Delta U^{min} \\ \Delta U^{max} \end{bmatrix} \\ W_Y = \begin{bmatrix} F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} - Y^{min} \\ -F \begin{bmatrix} x(k) \\ u(k-1) \end{bmatrix} + Y^{max} \end{bmatrix}$$

با تعریف $G = [G_U^T \ G_{\Delta U}^T \ G_Y^T]^T$ و $W = [W_U^T \ W_{\Delta U}^T \ W_Y^T]^T$ ، مسئله بهینه‌سازی کنترل مدل پیش‌بین خطی آنالین برای سیستم کنترل سرعت تطبیقی در نهایت به صورت (۳۴) بیان می‌شود.

$$\min_{\Delta U} \left(J = \frac{1}{2} \Delta U^T \hat{H} \Delta U + \hat{M} \Delta U + \hat{N} \right) \quad (34) \\ s. t. \ G \Delta U \leq W$$

۳.۵.۲ حل مسئله بهینه‌سازی مقید

باتوجه به این که تابع هزینه در مسئله (۳۴) از نوع محدب درجه دو^۱ بوده و قیدهای مسئله همگی آفین^۲ هستند، مسئله بهینه‌سازی از نوع برنامه‌ریزی درجه دو^۳ می‌باشد. مشخص است که در این مسئله صرفاً علاقمند به مقدار کمینه‌گر^۴ می‌باشیم و دانستن مقدار کمینه تابع هدف از اهمیت چندانی برخوردار نیست. باتوجه به این که ترم \hat{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.

$$\mathcal{L}(\Delta U, \lambda) = \frac{1}{2} \Delta U^T \hat{H} \Delta U + \hat{M} \Delta U + \lambda^T (G \Delta U - W) \quad (35)$$

5. Redundant Constraint

6. Full Row Rank

1. Convex Quadratic

2. Affine

3. Quadratic Programming (QP)

4. Minimizer

بزرگ است). بنابراین ε نقش یک متغیر مستقل جدید در مسئله بهینه‌سازی را ایفا خواهد کرد.

از این روش می‌توان برای نرم کردن قيود 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 قيود خروجی از نوع نرم انتخاب شده و قيود ورودی کنترلی یا تغییرات ورودی کنترلی نیز نرم شوند [۲۸].

۵.۵.۲ 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 تبدیل می‌شود [۲۷]. 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 به طور کامل وابسته به تنظیم پارامترهای کنترلی بوده و در صورت عدم تنظیم مناسب این پارامترها، کنترل‌کننده کارایی مطلوبی ارائه نخواهد کرد.

طی سالیان متمادی توسعه و به‌کارگیری کنترل‌کننده مدل پیش‌بین در کاربردهای صنعتی، قواعدی کلی برای تنظیم پارامترهای این نوع کنترل‌کننده تدوین شده‌اند. به‌عنوان مثال، در مقالات مرتبط با تنظیم پارامترهای کنترل‌کننده مدل پیش‌بین توصیه می‌شود که افق پیش‌بینی به اندازه‌ای بزرگ انتخاب شود تا بخش مؤثر دینامیک فرایند را در برگیرد. به‌طور مشخص برای یک سیستم حلقه باز پایدار گفته شده که ۸۰ تا ۹۰ درصد زمان برخاست پاسخ حلقه باز سیستم به ورودی پله می‌تواند مقدار معقولی برای طول پنجره پیش‌بینی باشد [۲۹]. در مورد افق کنترلی، ۱۰ الی ۲۰ درصد طول پنجره پیش‌بینی در [۲۸] توصیه شده است، ولی انتخاب افق کنترلی بین ۳ تا ۵ یک قانون تجربی توصیه‌شده در ادبیات کنترل می‌باشد [۳۰].

۵.۲ پیاده‌سازی الگوریتم مدل پیش‌بین خطی آنالین

در این مقاله برای پیاده‌سازی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین برخط از جعبه‌ابزار کنترل پیش‌بین نرم‌افزار متلب استفاده شده‌است. این جعبه‌ابزار

$$\Delta U^* = -\hat{H}^{-1} \left[\hat{M}^T - G^T (G\hat{H}^{-1}G^T)^{-1}_{left} (G\hat{H}^{-1}M^T + W) \right] \quad (43)$$

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 شده‌است که دستورات کنترلی در فاصله بین افق کنترلی و افق پیش‌بینی بدون تغییر خواهند ماند و از این رو مقدار ورودی کنترلی در این فاصله زمانی، ثابت در نظر گرفته شده‌است.

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:

$$u^*(k) = \Delta u^*(k|k) + u(k-1) = [1 \ 0 \ \dots \ 0] \Delta U^* + u(k-1) \quad (44)$$

۵.۲ نرم کردن قیدها

کلیه قيودی که تا کنون در مسئله تعریف شده‌اند، از نوع قید سخت^۱ می‌باشند و این بدان معناست که کنترل‌کننده در هیچ شرایطی نباید از آن‌ها تخطی نماید. قيود سختی که روی متغیرهای حالت و یا خروجی سیستم تعریف می‌شوند، گاهاً باعث مشکل عدم امکان‌پذیری جواب می‌شوند. به‌عنوان 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 قيود اعمال‌شده به خروجی (و متغیرهای حالت) نرم^۲ می‌شوند [۲۷]. با تعریف متغیر ε و بردار M می‌توان قیدهای بردار خروجی را به صورت زیر نرم کرد.

$$y_{\min} - M\varepsilon \leq y \leq y_{\max} + M\varepsilon \quad (45)$$

در رابطه اخیر $M_i \geq 0$ مقدار مرتبط با میزان نرم‌شدگی قید شماره i از خروجی است. همچنین برای کاهش میزان تخطی خروجی‌ها از مقادیر مجاز آن‌ها، ترم $\rho\varepsilon^2$ به تابع هدف اضافه می‌شود تا تخطی از قيود خروجی را جریمه کند (ρ یک عدد مثبت دلخواه به اندازه کافی

2. Softened

1. Hard Constraints

از این معادله می‌توان به‌عنوان مدل کنترل-محور کنترل‌کننده مدل پیش‌بین غیرخطی استفاده نمود. بنابراین مسئله بهینه‌سازی کنترل‌کننده برای هدایت موشک به‌شکل زیر قابل بیان است.
برای این مسئله، یک تابع هزینه به‌صورت (۵۵) در نظر گرفته شده‌است:

$$J(x) = v_n^2 + (t_{final} - 10)^2 \quad (55)$$

$$s.t: \delta^{min} \leq \delta \leq \delta^{max}$$

تابع هزینه معادله (۵۵) از دو قسمت تشکیل شده‌است. قسمت اول، توان دوم مولفه عمودی سرعت نسبی است تا دقت برخورد بیشتر شود و موشک به‌هدف اصابت کند. این قسمت باعث می‌شود تا موشک سریع‌تر در مسیر اصلی خود قرار گیرد. همانطور که در قسمت طراحی کنترلر ذکر شد، هدف اصلی طراحی کنترلر صفر شدن مولفه عمودی سرعت نسبی است. قسمت دوم تابع هزینه نیز کمک می‌نماید تا در زمان حدود ۱۰ ثانیه برخورد موشک و جسم هدف صورت گیرد. این زمان یک زمان منطقی در برخورد دو جسم است و شبیه‌سازی را واقعی‌تر می‌کند. برای حل مسئله بهینه‌سازی (۵۵) در این قسمت از دو روش معروف و پرکاربرد بهینه‌سازی فرا اکتشافی یعنی الگوریتم ژنتیک و الگوریتم اجتماع ذرات استفاده شده‌است. هر چند رسیدن به جواب بهینه کلی^۴ در این روش تضمین نشده‌است، به جهت توانمندی در ارائه راه‌حل شبه بهینه^۵ برای مسائل غیرخطی و نیز سهولت پیاده‌سازی الگوریتم، پژوهشگران متعددی از این روش برای حل مسئله بهینه‌سازی کنترل مدل پیش‌بین غیرخطی استفاده کرده‌اند که از جمله آن‌ها می‌توان به موارد [۳۱-۳۵] اشاره کرد. عقیده عمومی بر این است که در مسائل بهینه‌سازی غیرخطی مقید، الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات نسبت به روش‌های برنامه‌ریزی غیرخطی مبتنی بر گرادیان کاهش^۶ شانس بیشتری در پیدا کردن مقدار بهینه کلی دارد [۳۲]. نظر به این که دو الگوریتم بهینه‌سازی فرا اکتشافی به‌کار رفته در این مقاله به‌رغم تفاوت‌های مفهومی دارای عملکرد مشابهی هستند، در این قسمت صرفاً به روش پیاده‌سازی الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات برای بهینه‌سازی تابع هزینه مسئله کنترل مدل پیش‌بین غیرخطی می‌پردازیم. پیاده‌سازی بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک برای مسئله مورد بررسی مشابهت زیادی با توضیحات ارائه شده در این‌بخش داشته و تنها تفاوت آن از دیدگاه کاربر جایگزینی دو مفهوم جمعیت ذرات و تعداد به روزرسانی‌ها در الگوریتم اجتماع ذرات با جمعیت افراد و تعداد نسل‌ها در بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک است. با تعریف درایه‌های بردار $\mathbb{R}^{N_c} \in [\delta^{1tk}, \dots, \delta^{N_c-1tk}]$ در طول پنجره کنترلی به‌عنوان مختصات هر ذره در فضای برداری \mathbb{R}^{N_c}

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. بدین منظور کافی است با استفاده از مدل دینامیکی حلقه باز سیستم، یک شی^۱ از کلاس کنترل پیش‌بین ایجاد نمود و روش‌ها^۲ و ویژگی‌های^۳ ارائه‌شده در این کلاس را بر اساس نیاز مسئله تغییر داد.

۶.۲ طراحی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین غیرخطی مبتنی بر بهینه‌سازی فرا اکتشافی

با هدف مقایسه عملکرد کنترل‌کننده‌های مدل پیش‌بین خطی و غیرخطی، در این مقاله علاوه بر طراحی کنترل‌کننده‌های مختلف مدل پیش‌بین خطی به طراحی کنترل‌کننده‌های مدل پیش‌بین از نوع غیرخطی نیز پرداخته شده‌است. مفاهیم اصلی کنترلی و روش محاسبه دستور کنترلی (بهینه‌سازی تابع هزینه مقید کنترلی در طول افق پیش‌بینی و استفاده از روش افق نزولی برای محاسبه دستور کنترلی بهینه در هر گام زمانی) در کنترل‌کننده مدل پیش‌بین غیرخطی بسیار مشابه کنترل‌کننده مدل پیش‌بین خطی آنالین است و تفاوت اصلی این دو کنترل‌کننده در غیرخطی بودن معادلات کنترل-محور در کنترل‌کننده مدل پیش‌بین غیرخطی است. با توجه به این که معادلات حالت سیستم به‌شکل معادلات قید در مسئله بهینه‌سازی تابع هزینه کنترل‌کننده مدل پیش‌بین ظاهر می‌شوند، این تفاوت بین دو نوع کنترل‌کننده مورد بحث باعث می‌شود که مسئله بهینه‌سازی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین غیرخطی را نتوان در قالب یک مسئله بهینه‌سازی محدب به راحتی تعریف کرد. به همین دلیل روش‌های مرسوم کمیینه‌سازی مبتنی بر مشتقات جزئی مرتبه اول تابع هزینه (مثل گرادیان نزولی) برای محاسبه دستور کنترلی در کنترل‌کننده‌های مدل پیش‌بین غیرخطی کارایی زیادی ندارند. از جمله روش‌هایی که برای حل مسائل بهینه‌سازی غیرمحدب مورد استفاده قرار می‌گیرند روش‌های بهینه‌سازی فرا اکتشافی همچون الگوریتم ژنتیک و الگوریتم اجتماع ذرات است که در ادامه به روش حل مسئله بهینه‌سازی کنترل‌کننده مدل پیش‌بین غیرخطی به کمک این الگوریتم‌ها می‌پردازیم.

با نادیده گرفتن ترم‌های مربوط به اغتشاشات، معادله حالت غیرخطی سیستم کنترلی به‌شکل زیر بیان می‌شوند.

$$\dot{X}(t) = f(X(t), u(t)) \quad (54)$$

4. Global Optimal Solution
5. Sub-Optimal
6. Gradient Descent Based Nonlinear Programming

1. Object
2. Methods
3. Attributes

الگوریتم ۱- بهینه‌سازی ازدحام ذرات	
۴	به‌روزرسانی موقعیت هر ذره بر اساس موقعیت قبلی و سرعت فعلی ذره
۱-۴	اعمال جریمه و تصحیح سرعت و موقعیت ذراتی که از مرزهای مسئله خارج شده‌اند (قرار دادن ذره روی مرز و قرینه کردن بردار سرعت)
۵	تکرار مراحل ۲ تا ۴ تا زمانی که شرایط توقف الگوریتم برقرار نیست

الگوریتم محاسبه مقدار بهینه دستور کنترلی به روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات از سه حلقه تودرتو شامل حلقه داخلی پیش‌بینی بردار حالت با حل معادلات حالت سیستم به روش رونگه کوتاه مرتبه دو در طول پنجره پیش‌بینی، حلقه میانی محاسبه تابع هزینه به ازای هر ذره و حلقه بیرونی مقایسه مقدار تابع هزینه ذرات و به‌روزرسانی موقعیت ذرات بر اساس نتایج این مقایسه است. بنابراین، اگر تعداد متغیرهای حالت را n_x ، افق پیش‌بینی را N_p ، جمعیت ذرات را n_p و تعداد به‌روزرسانی اطلاعات ذرات را n_i در نظر بگیریم، برای محاسبه دستور کنترلی بهینه در هر گام زمانی ناگزیر خواهیم بود حداکثر $n_i \cdot n_p \cdot N_p \cdot n_x$ معادله تفاضلی را به روش رونگه کوتاه مرتبه دو اجرا نماییم. به بیان دیگر، کران بالای دفعات حل معادلات تفاضلی در هر گام زمانی برای محاسبه دستور کنترلی بهینه به روش یاد شده $3n_i \cdot n_p \cdot N_p \cdot n_x$ خواهد بود. علاوه بر محاسبات فوق، الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات در مرحله تعیین بهترین خاطرات فردی و جمعی ذرات جهت به‌روزرسانی موقعیت و سرعت هر ذره در فضای \mathbb{R}^{N_c} از الگوریتم‌های مرتب‌سازی مبتنی بر حلقه تکرار استفاده می‌کند که خود باعث افزایش بیشتر بار محاسباتی لازم برای به‌دست آوردن دستور کنترلی در هر لحظه می‌شود. در [۳۰] از ترکیب روش ازدحام ذرات با تیرید شبیه‌سازی شده برای افزایش سرعت حل مسئله بهینه‌سازی کنترل مدل پیش‌بین غیرخطی استفاده شده و عمل کرد مطلوب آن برای کنترل فرآیندهای شیمیایی غیرخطی با زمان نمونه‌برداری از مرتبه ثانیه نشان داده شده است. بدیهی است که چنین رویکردی برای کنترل دینامیک‌های سریع مانند مسئله مورد بررسی فاقد کارایی است.

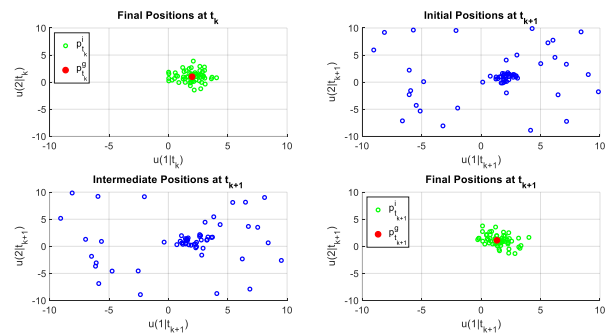
به منظور افزایش سرعت همگرایی جواب‌ها ضمن حفظ قابلیت تکرارپذیری بهینه‌سازی ازدحام ذرات استفاده شده در کنترل‌کننده مدل پیش‌بین غیرخطی می‌توان از این ایده استفاده کرد که در اکثر سیستم‌های کنترلی (بجز سیستم‌های با دینامیک حلقه‌باز به شدت ناپایدار) و با فرض تعریف مناسب تابع هدف بهینه‌سازی، بردار ورودی کنترلی بهینه در هر گام زمانی اختلاف بسیار اندکی با بردار ورودی کنترلی در گام زمانی پیشین دارد. لذا به جای توزیع یکنواخت جمعیت زیادی از ذرات درون فضای مسئله در ابتدای هر گام زمانی، می‌توان تعداد ذرات کمتری را با توزیع اریب^۱ در این فضا پراکنده کرد به نحوی

این ذرات در ابتدای هر گام زمانی به‌طور تصادفی با توزیع یکنواخت در یک زیرفضا از \mathbb{R}^{N_c} که توسط قید $\delta^{min} \leq \delta^i \leq \delta^{max}$ مشخص شده است، پراکنده شده و سعی در رسیدن به نقطه‌ای دارند که کمترین مقدار تابع هزینه را در مسئله (۵۵) ایجاد نماید. برای محاسبه تابع هزینه هر ذره، ناگزیر از حل معادلات حالت غیرخطی (۵۴) در طول پنجره پیش‌بینی خواهیم بود. بدین منظور، مختصات هر ذره یکی پس از دیگری در قالب ورودی‌های کنترلی در گام‌های زمانی آینده به مدل کنترل محور داده شده و خروجی‌های این مدل به ازای شرایط اولیه معادل با مقادیر اندازه‌گیری شده متغیرهای حالت سیستم اصلی در گام زمانی قبلی، محاسبه می‌شود. در صورتی که طی فرآیند پیش‌بینی رفتار مدل کنترل محور در زمان آینده هیچ یک از قیود کنترلی مسئله (۵۵) نقض نشده باشد، مقدار تابع هزینه در حافظه ذره ذخیره می‌گردد. در غیر این صورت (عدم رعایت قید عملگر)، با تخصیص هزینه فوق‌العاده زیاد به عنوان جریمه مذکور، مختصات مربوطه را به بدترین خاطره جمعی گروه تبدیل کرده و بدین ترتیب کلیه ذرات را از حرکت به سمت این مختصات در تکرارهای بعدی برحذر می‌کنیم. این روند برای تک‌تک ذرات ادامه پیدا کرده و سپس مطابق الگوریتم ۱، فرآیند به‌روزرسانی موقعیت ذرات در تکرارهای بعدی تا رسیدن به نقطه مطلوب ادامه می‌یابد. مختصات این نقطه مطلوب در برگیرنده یک رشته دستورات کنترلی بهینه است که انتظار می‌رود با اعمال آن‌ها به سیستم دینامیکی اصلی (دارای اغتشاش) رفتار مطلوب مورد نظر ما در زمان آینده اتفاق افتد. با این حال بسیار محتمل است که وضعیت سیگنال‌های مرجع و بردار حالت سیستم به دلیل دینامیک‌های مدل نشده، در زمان‌های آتی بسیار متفاوت از پیش‌بینی کنترل‌کننده شده و در نتیجه دستورات کنترلی بهینه برای چند گام زمانی بعدی فاقد اعتبار شوند. لذا منطقی است که صرفاً اولین دستور کنترلی را به سیستم اعمال نموده و مقدار خروجی‌ها و سیگنال ورودی را برای تکرار رویه محاسبه دستور کنترلی بهینه در گام زمانی بعدی مجدداً تکرار نماییم. به این استراتژی کنترلی، اصطلاحاً افق نزولی گفته می‌شود.

الگوریتم ۱- بهینه‌سازی ازدحام ذرات	
۱	ایجاد مجموعه‌ای از موقعیت‌های اولیه ذرات X_0^i و سرعت‌های اولیه آن‌ها V_0^i به‌صورت تصادفی با توزیع یکنواخت داخل فضای مسئله
۲	محاسبه مقدر تابع هدف $J(X_0^i)$ به ازای موقعیت هر یک از ذرات
۱-۲	چک کردن قیود مسئله و اعمال جریمه (تغییر مقدار تابع هدف) به ذراتی که از قیود تخطی کرده‌اند
۳	به‌روزرسانی موقعیت بهترین تجربه شخصی هر ذره p_{best}^i و بهترین تجربه جمعی گروه p_{best}^g تا این لحظه

برای این که ذرات با سرعت بیشتری به سمت نقطه‌ای که در آن بهترین خاطره گروهی تجربه شده‌است حرکت کنند، لازم است که اعتماد ذرات به جامعه از طریق افزایش پارامتر C_2 و کاهش C_1 بیشتر شود. در آزمایشات انجام شده در زمان توسعه این الگوریتم مشخص شد که تعیین پارامترهای C_1 و C_2 در ابتدای هر گام زمانی متناسب با وضعیت آخرین هزینه ذرات در گام قبلی می‌تواند راهکار مناسبی برای تعیین میزان اعتماد ذرات به جامعه باشد. بدین ترتیب، مقدار نزدیکی جواب‌ها به نقطه بهینه در هر گام زمانی، تعیین کننده میزان گرایش ذرات در گام زمانی بعدی به سمت نقطه‌ای خواهد بود که در آن بهترین خاطره جمعی گزارش می‌شود. علاوه بر این، تعداد ذرات را در هر گام زمانی می‌توان نسبت به وضعیت تابع هزینه در گام زمانی قبلی تغییر داد. به‌عنوان مثال در صورتی که در یک گام زمانی تمام ذرات به دلیل تخطی از قیود کنترلی در طول افق پیش‌بینی جریمه شوند، تمام نقاط دارای هزینه یکسان و بسیار زیاد خواهند بود و این بدان معنی است که مسئله بهینه‌سازی فاقد جواب امکان‌پذیر می‌باشد. در چنین شرایطی، ورودی کنترلی را مساوی دومین درایه از دستورات کنترلی بهینه در گام زمانی قبلی در نظر گرفته می‌کنیم. در صورتی که میانگین تابع هزینه ذرات در طی گام‌های متوالی بعدی کاهش یابد، می‌توان تعداد ذرات را تا رسیدن به حداقل تعیین شده کاهش داد. در نهایت الگوریتم محاسبه دستور کنترلی در کنترل کننده مدل پیش‌بین غیرخطی مبتنی بر بهینه‌سازی ازدحام ذرات اصلاح شده به‌شکل زیر پیشنهاد می‌شود.

که تراکم این ذرات در اطراف نقطه بهینه در گام زمانی قبلی بیشتر باشد. به‌طور مشخص پیشنهاد می‌شود در هر گام زمانی موقعیت نهایی نیمی از ذراتی که بهترین مقدار تابع هدف را به‌دست آورده‌اند، برای شروع جستجو در گام زمانی بعدی حفظ گشته و باقی ذرات مشابه قبل، به‌طور یکنواخت در فضای مسئله پراکنده شوند. سرعت اولیه کلیه ذرات نیز در ابتدای هر گام زمانی به‌طور تصادفی تعیین می‌شود. بدین ترتیب، با افزایش تراکم ذرات در بخشی از فضا که احتمال وجود جواب بهینه در آن بیشتر است، شانس رسیدن سریع‌تر به جواب بهینه افزایش می‌یابد. شکل ۵ فرایند رسیدن به جواب در کنترل کننده مدل پیش‌بین غیرخطی مبتنی بر بهینه‌سازی ازدحام ذرات اصلاح شده را دو گام زمانی متوالی به تصویر می‌کشد.



شکل ۵- فرایند رسیدن به دستور کنترلی بهینه در مسئله کنترل مدل پیش‌بین غیرخطی مبتنی بر بهینه‌سازی تجمع ذرات اصلاح شده در طی دو گام زمانی متوالی با پارامترهای $n_i = 5$ و $N_p = 10$ ، $N_c = 2$ ، $n_p = 60$

الگوریتم ۲- کنترل کننده مدل پیش‌بین غیرخطی مبتنی بر بهینه‌سازی ازدحام ذرات اصلاح شده

۱	تعیین مقدار پارامترهای C_1 ، C_2 ، n_p و W بر اساس نتایج گام زمانی t_{k-1}
۲-۱	افزایش C_1 ، n_p و W و نیز کاهش C_2 در صورتی که $J(p_k^g t=t_{k-1}) \geq J_{t_{k-k_0}: t_{k-1}}^{max}$
۲-۱	حفظ مقادیر پارامترها در صورتی که $J_{t_{k-k_0}: t_{k-1}}^{min} \leq J(p_k^g t=t_{k-1}) \leq J_{t_{k-k_0}: t_{k-1}}^{max}$
۳-۱	کاهش C_1 ، n_p و W و نیز افزایش C_2 در صورتی که $J(p_k^g t=t_{k-1}) \leq J_{t_{k-k_0}: t_{k-1}}^{min}$
۲	تعیین موقعیت اولیه ذرات X_0^i و سرعت‌های اولیه آن‌ها V_0^i
۱-۲	حفظ موقعیت نهایی $\frac{n_p}{2}$ ذراتی که در گام زمانی قبلی دارای کمترین هزینه بوده‌اند اگر $J(p_k^g t=t_{k-1}) \neq J^{penalty}$
۲-۲	پراکندن باقی ذرات به‌صورت تصادفی با توزیع یکنواخت در فضای مسئله
۳-۲	تعیین V_0^i به‌صورت تصادفی با توزیع یکنواخت

تعیین $p_{\theta}^g _{t=t_k}$ (بردار دستورات بهینه کنترلی در طول افق پیش‌بینی) و هزینه مربوطه $J(p_{\theta}^g _{t=t_k})$	۳
تعیین هزینه $J(x_{\theta}^i)$ برای تمام ذرات	۱-۳
حل معادلات حالت در طول پنجره پیش‌بینی به ازای هر x_{θ}^i به روش رونگه کوتاه مرتبه دو	۱-۱-۳
چک کردن قیود کنترلی	۲-۱-۳
تعیین $J(x_{\theta}^i)$ در افق پیش‌بینی و اعمال جریمه	۳-۱-۳
تکرار ۱-۳ تا ۳-۱-۳ تا اتمام ذرات	۴-۱-۳
تعیین p_{θ}^g (بهترین خاطره جمعی) و p_{θ}^i (بهترین خاطره فردی) ذرات بر اساس $J(x_{\theta}^i)$ (هزینه ذرات در تکرار فعلی)	۲-۳
چک کردن شرط اتمام حلقه (همگرایی جواب‌ها و یا اتمام زمان محاسبه)	۳-۳
به‌روزرسانی x_{θ}^i و v_{θ}^i	۴-۳
تکرار ۱-۳ تا ۴-۳ در صورت عدم اتمام حلقه	۵-۳
تعیین دستور کنترلی بهینه $u^*(t_k)$	۴
ارائه اولین عنصر $p_{\theta}^g _{t=t_k}$ در صورتی که $J(p_{\theta}^g _{t=t_k}) < J^{penalty}$	۱-۴
ارائه عنصر دوم $p_{\theta}^g _{t=t_{k-1}}$ (دومین دستور کنترلی بهینه پیش‌بینی شده در گام زمانی قبلی) در صورتی که $J(p_{\theta}^g _{t=t_k}) = J^{penalty}$	۲-۴
ارائه عنصر سوم $p_{\theta}^g _{t=t_{k-2}}$ (سومین دستور کنترلی بهینه پیش‌بینی شده در دو گام زمانی قبل) در صورتی که $J(p_{\theta}^g _{t=t_k}) = J(p_{\theta}^g _{t=t_{k-1}}) = J^{penalty}$	۳-۴
تعیین $p_{\theta}^g _{t=t_{k-2}}$ به‌عنوان ورودی کنترلی (تکرار ورودی کنترلی اعمال شده به سیستم در زمان نمونه‌برداری قبل) در غیر این صورت	۴-۴
به‌روزرسانی $J_{t_{k-k_0+1}:t_k}^{max}$ و $J_{t_{k-k_0+1}:t_k}^{min}$	۵

تعیین نمود، کران بالا یا پایین تابع اشباع به‌عنوان ورودی کنترلی به پلنت اعمال شود.

جدول ۱- پارامترهای موشک [۲۴]

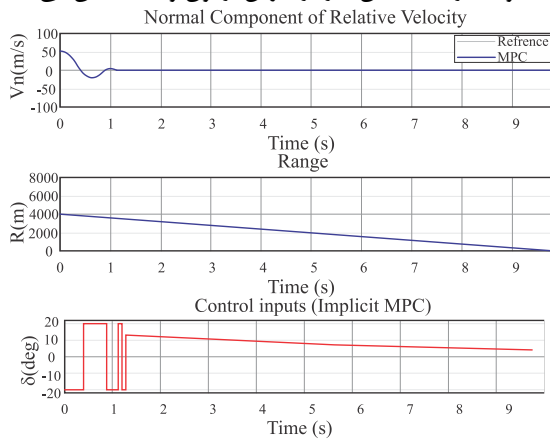
پارامتر	اندازه	واحد
I_{yy}	1000	$\frac{kg \ m^2}{s}$
M	100	kg

۳ شبیه‌سازی

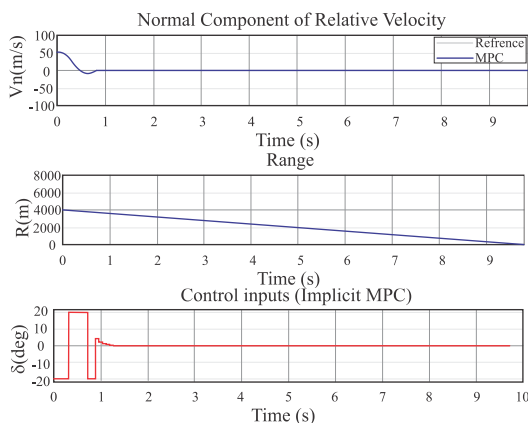
پس از تکمیل طراحی کنترل‌کننده‌های استفاده شده، در این بخش به بررسی عملکرد کنترل‌کننده‌های طراحی شده پرداخته می‌شود. پارامترهای پلنت و شرایط اولیه در تمام این شبیه‌سازی‌ها یکسان و مطابق جدول ۱ می‌باشد. ضمناً برای حصول اطمینان از این که ورودی کنترلی از حد مجاز تعیین شده در صورت مسئله تجاوز نمی‌نماید، یک تابع اشباع در ورودی پلنت قرار داده شده‌است تا در صورتی که کنترل‌کننده مقدار ورودی کنترلی بهینه را خارج از بازه مجاز عملگر

۳.۱. شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده مدل پیش‌بین خطی آنلاین

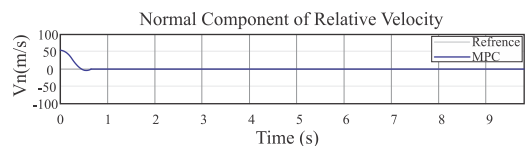
باتوجه به اهمیت پارامترهای افق پیش‌بینی و افق کنترلی در عملکرد کنترل‌کننده مدل پیش‌بین، در این قسمت به بررسی تأثیر این پارامترها پرداخته و مقدار مناسب آن‌ها را از طریق آزمون و خطا تعیین می‌نماییم.



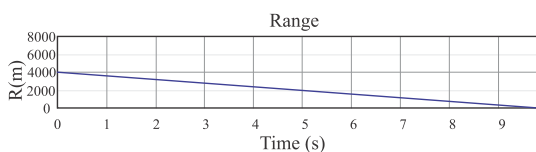
شکل ۱- عملکرد کنترل‌کننده مدل پیش‌بین خطی ضمنی با افق پیش‌بینی ۱۰ و افق کنترلی ۱۰ گام زمانی.



شکل ۲- عملکرد کنترل‌کننده مدل پیش‌بین خطی ضمنی با افق پیش‌بینی ۲۰ و افق کنترلی ۱۰ گام زمانی.



شکل ۳- عملکرد کنترل‌کننده مدل پیش‌بین خطی ضمنی با افق پیش‌بینی ۴۰ و افق کنترلی ۱۰ گام زمانی.



جدول ۲- ضرایب آیرودینامیکی [۲۴]

پارامتر	اندازه	واحد
S	0.7854	m^2
$C_{N\alpha}$	0.11	-
$C_{M\alpha}$	-0.01	-
$C_{M\delta}$	-0.015	-
C_{Mq}	-0.001	-

جدول ۳- پارامترهای دینامیکی فرمان کنترلی [۲۴]

پارامتر	اندازه	واحد
δ_{max}	± 20	deg
$\dot{\delta}_{max}$	± 600	deg/s

جدول ۴- شرایط اولیه موشک [۲۴]

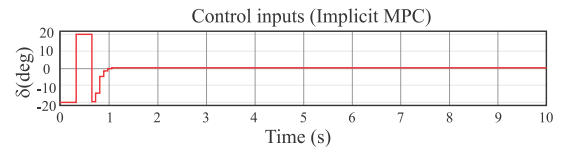
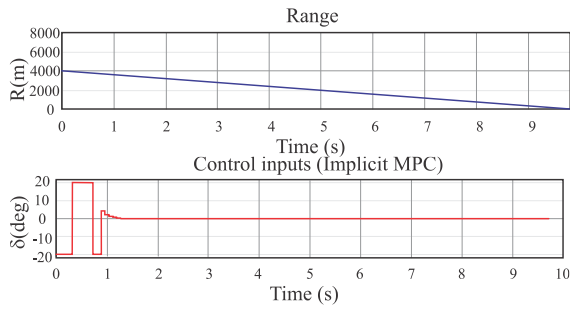
پارامتر	اندازه	واحد
$\alpha(0)$	0	deg
$\lambda(0)$	20	deg
$r(0)$	4	km
$v(0)$	500	$\frac{m}{s}$
$\gamma_M(0)$	10	deg

جدول ۵- پارامترهای هدف [۲۴]

پارامتر	اندازه	واحد
V_T	100	$\frac{m}{s}$
a_T	6	g

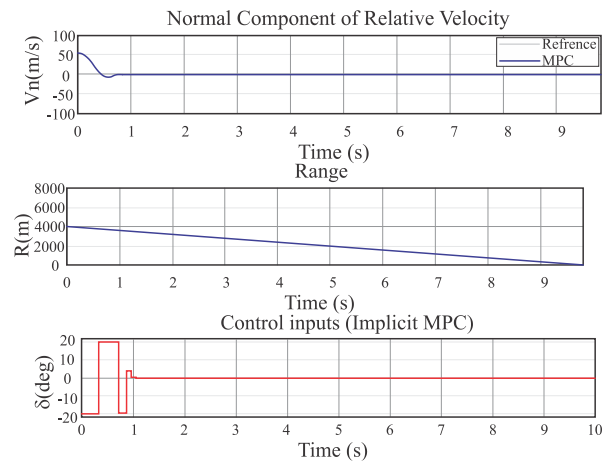
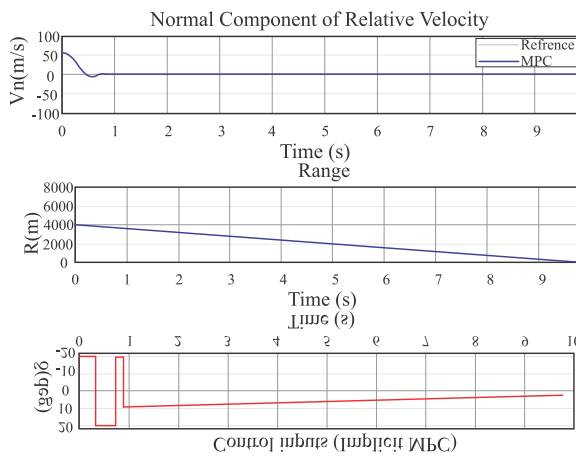
۳.۱.۱. شبیه‌سازی عملکرد کنترل‌کننده مدل پیش‌بین

این قسمت به بررسی عملکرد انواع مختلف کنترل‌کننده مدل پیش‌بینی می‌پردازد که در این پروژه طراحی شده‌اند. انجام آزمایشات شبیه‌سازی در این بخش نشان می‌دهد که هرچند همه این کنترل‌کننده‌ها با یک ایده یکسان توسعه داده شده‌اند، در عمل به قدری با یکدیگر متفاوت هستند که در انتخاب این نوع کنترل‌کننده ضروری است بررسی شود که کدام پیاده‌سازی آن مناسب شرایط خاص مسئله می‌باشد.



ادامه شکل ۳- عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین خطی ضمنی با افق پیش بینی ۴۰ و افق کنترلی ۱۰ گام زمانی.

شکل ۶- عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین خطی ضمنی با افق پیش بینی ۲۰ و افق کنترلی ۱۵ گام زمانی.

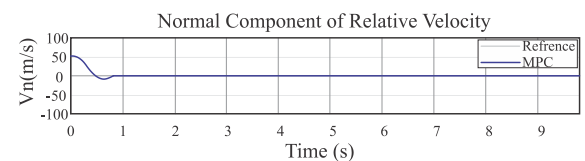
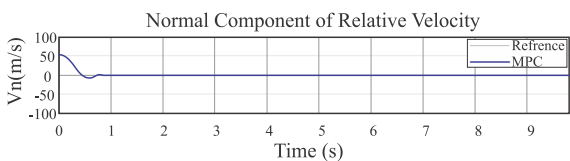


شکل ۴- عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین خطی ضمنی با افق پیش بینی ۲۰ و افق کنترلی ۵ گام زمانی.

شکل ۷- عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین خطی ضمنی با افق پیش بینی ۲۰ و افق کنترلی ۲۰ گام زمانی.

بررسی نمودار تغییر افق کنترلی نشان می دهد که افزایش افق کنترلی باعث نرم تر شدن تغییرات ورودی کنترلی می شود. با توجه به افزایش شدید بار محاسبات بهینه سازی برخط کنترل کننده در صورت افزایش افق کنترلی، پیشنهاد می شود مقدار افق کنترلی در برای مسئله حاضر حدود ۵ گام زمانی انتخاب گردد.

قابلیت پیش دید سیگنال مرجع در افق کنترلی تأثیر به سزایی در بهبود عملکرد کنترل مدل پیش بین در مسائلی دارد که در آن سیگنال مرجع از پویایی بالایی برخوردار است. با توجه به این که در مسئله حاضر سیگنال مرجع دارای مقدار ثابت (صفر) می باشد، انتظار می رود پیش دید سیگنال مرجع تأثیر خاصی در عملکرد کنترل کننده نداشته باشد. این موضوع در نمودارهای شکل بعدی مورد بررسی قرار گرفته است.



شکل ۵- عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین خطی ضمنی با افق پیش بینی ۲۰ و افق کنترلی ۱۰ گام زمانی.

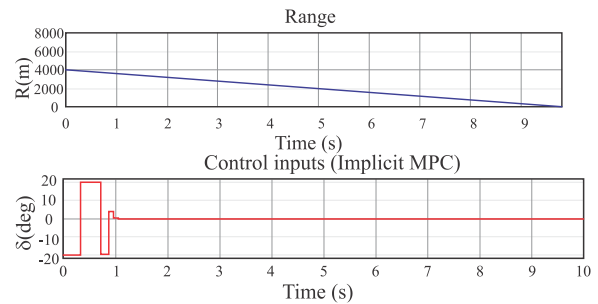
۴ نتیجه گیری

در این مقاله به مسئله طراحی کنترلر پیش بین مدل خطی و غیرخطی بهینه برای مدل یکپارچه موشک هدف مدل دوبعدی پرداخته شده است. ابتدا معادلات یکپارچه موشک به طور کامل شرح داده شد و سپس به طراحی پرداخته شد. ابتدا کنترلر پیش بین مدل خطی آنلاین طراحی و برای افق های پیش بینی ۱۰، ۲۰ و ۴۰ و افق کنترلی ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ شبیه سازی شد. نشان داده شد، افق پیش بینی باعث کاهش حداکثر فراجش سیستم می شود. همچنین نشان داده شد، که افزایش افق کنترلی باعث نرم تر شدن تغییرات ورودی کنترلی می شود. بنابراین بهترین افق پیش بینی ۲۰ گام و بهترین افق کنترلی ۵ گام در نظر گرفته شد. از نکات مهمی که در شبیه سازی کنترلر پیش بین مدل خطی مشاهده می شود که پیش دید کردن سیگنال مرجع در این مسئله تأثیر قابل توجهی در عملکرد کنترل کننده نداشته و صرفاً باعث افزایش بار محاسباتی می شود. زیرا زمانی که عملکرد کنترل کننده مطلوب باشد، نیاز قابل توجهی به پیش دید کردن سیگنال نیست، بلکه با دانستن تعداد محدودی از مقادیر سیگنال مرجع در آینده نیز عمل پیش بینی به طور مطلوبی انجام می گیرد. سپس طراحی کنترل کننده مدل پیش بین غیرخطی بهینه مبتنی بر الگوریتم های بهینه سازی ژنتیک و ازدحام ذرات انجام شد. در شبیه سازی ها نشان داده شد که ورودی کنترلی در این قسمت دارای نوسانات مناسبی است. و موشک در زمان مناسبی هدف برخورد میکند و خواسته مسئله مورد نظر برآورده میشود. در مجموع میتوان گفت در کنترل کننده غیرخطی موشک با مانور مناسب تری نسبت به کنترل کننده خطی، به سمت هدف حرکت کرده و با اعمال قانون کنترلی مناسب برخورد موشک به هدف با دقت بیشتری انجام خواهد شد. و نشان از برتری کنترل کننده غیرخطی بهینه نسبت به کنترل کننده خطی دارد.

در پژوهش های آتی، دو مورد را در نظر خواهیم گرفت که در حال انجام است، که در نتایج تحقیقات آینده ارائه خواهد شد. مورد اول استفاده از کنترل کننده مود لغزشی بهینه می باشد که به جهت تحمل بهتر اغتشاشات و نامعینی های سیستم و نیز سرعت بیشتر نسبت به سایر رویکردهای کنترلی دارای مزیت است. مورد دوم استفاده از مدل هدایت و کنترل یکپارچه در سه بعد است که با در نظر گرفتن ۶ درجه آزادی به واقعیت نزدیک تر است.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

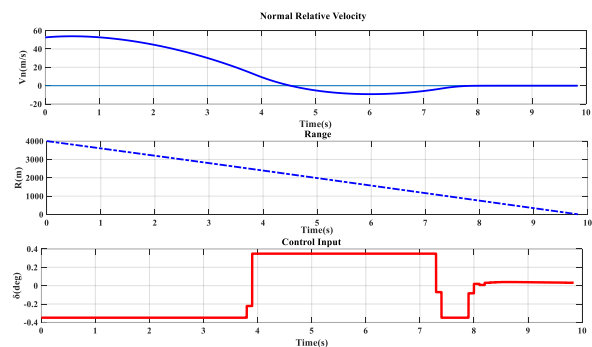


شکل ۸- عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین خطی ضمنی با افق پیش بینی ۲۰ و افق کنترلی ۵ گام زمانی و فعال بودن قابلیت پیش دید کردن سیگنال مرجع.

طبق انتظار، مشاهده می شود که پیش دید کردن سیگنال مرجع در این مسئله تأثیر قابل توجهی در عملکرد کنترل کننده نداشته و صرفاً باعث افزایش بار محاسباتی می شود. از این رو پیشنهاد می شود این قابلیت برای مسئله حاضر غیرفعال باشد.

۳.۱.۳ شبیه سازی عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین غیرخطی مبتنی بر بهینه سازی فرا اکتشافی

به دلیل مشابهت زیاد ساختار دو کنترل کننده مدل پیش بین غیرخطی مبتنی بر بهینه سازی الگوریتم ژنتیک و الگوریتم اجتماع ذرات، عملکرد این دو کنترلر کننده به صورت مشترک در این بخش مورد بررسی قرار می گیرد.



شکل ۹- عملکرد کنترل کننده مدل پیش بین غیرخطی مبتنی بر الگوریتم ژنتیک (اجتماع ذرات) با افق پیش بینی ۳۰، افق کنترلی ۳۰، جمعیت ۵۰ و تعداد نسل (تکرار) ۱۰.

آنچه در دو کنترلر مدل پیش بین غیرخطی مبتنی بر الگوریتم های بهینه سازی فرا اکتشافی مشهود است، نوسان مناسب قانون کنترلی است. در کنترل کننده غیرخطی پیش بین مدل در حدود ثانیه ۸، سرعت نسبی موشک و هدف به صفر رسیده و در زمانی کمتر از ۱۰ ثانیه موشک به هدف برخورد می کند.

- [12] P. Menon, S. Vaddi, and E. Ohlmeyer, "Finite-horizon robust integrated guidance-control of a moving-mass actuated kinetic warhead," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference And Exhibit*, Keystone, Colorado, 2006, pp. 67-87, <https://doi.org/10.2514/6.2006-6787>.
- [13] T. W. Hwang and M. J. Tahk, "Integrated backstopping design of missile guidance and control with robust disturbance observer," in *SICE-ICASE, International Joint Conference*, Busan, Korea (South), 2006, pp. 4911-4915, <https://doi.org/10.1109/SICE.2006.314847>.
- [14] N. Harl, S. N. Balakrishnan, and C. Phillips, "Sliding mode integrated missile guidance and control," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Ontario, Canada, 2010, pp. 44-71, <https://doi.org/10.2514/6.2010-7741>.
- [15] N. Harl and S. Balakrishnan, "Reentry terminal guidance through sliding mode control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 33, no. 1, pp. 186-199, 2010, <https://doi.org/10.2514/1.42654>.
- [16] X. H. Wang, 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*, vol. 22, no. 3, pp. 1211-1220, 2020, <https://doi.org/10.1002/asjc.1991>.
- [17] S. He, T. Song, and D. Lin, "Impact angle constrained integrated guidance and control for maneuvering target interception," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, no. 10, pp. 2653-2661, 2017, <https://doi.org/10.2514/1.G002201>.
- [18] J. Ma, H. Guo, P. Li, and L. Geng, "Adaptive integrated guidance and control design for a missile with input constraints," *IFAC*, vol. 46, no. 20, pp. 206-211, 2013, <https://doi.org/10.3182/20130902-3-CN-3020.00114>.
- [19] M. Cross, "Missile interceptor integrated guidance and control: Single-loop higher-order sliding mode approach," Ph.D. dissertation, University of Alabama, Huntsville, Alabama, 2020.
- [20] K. W. Lee and S. N. Singh, "Longitudinal nonlinear adaptive autopilot design for missiles with control constraint," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 232, no. 9, 2018, pp. 1655-1670, <https://doi.org/10.1177/0954410017699002>.
- [21] M. Ma, K. Zhao, and S. Song, "Adaptive sliding mode guidance law with prescribed performance for intercepting maneuvering target," *International Journal of Innovative Computing, Information and Control*, vol. 16, no. 2, pp. 631-648, 2020, <https://doi.org/10.24507/ijicic.16.02.631>.
- [22] H. Mingzhe and D. Guangren, "Integrated guidance and control of homing missiles against ground fixed targets," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 21, no. 2, pp. 162-168, 2008, [https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(08\)60021-7](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(08)60021-7).

مراجع

- [1] P. Zarchan, *Tactical And Strategic Missile Guidance*, 6th ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012, <https://doi.org/10.2514/4.868948>.
- [2] S. Ma, A. Li, and Z. Wang "Integrated guidance and control for homing missiles with terminal angular constraint in three dimension space" In *2020 IEEE International Conference on Artificial Intelligence and Information Systems (ICAIS)*, Dalian, China, 2020, pp. 601-606, <https://doi.org/10.1109/ICAIS49377.2020.9194808>.
- [3] J. Park, Y. Kim, and J. H. Kim, "Integrated guidance and control using model predictive control with flight path angle prediction against pull-up maneuvering target," *Sensors*, vol. 20, no. 11, 2020, Art. no. 3143, <https://doi.org/10.3390/s20113143>.
- [4] N. F. Palumbo, R. A. Blauwkamp, and J. M. Lloyd, "Basic principles of homing guidance," *Johns Hopkins APL Technical Digest*, vol. 29, no. 1, pp. 25-41, 2010.
- [5] C. Lin, E. Ohlmeyer, J. Bibel, and S. Malyevac, "Optimal Design of Integrated Missile Guidance and Control," in *AIAA and SAE, 1998 World Aviation Conference*, Anaheim, CA, USA, 1998, Paper 985519, <https://doi.org/10.2514/6.1998-5519>.
- [6] J. R. Cloutier, C. N. D'Souza, and C. P. Mracek, "Nonlinear regulation and nonlinear H_∞ control via the state-dependent Riccati equation technique: Part 1, theory," in *International Conference on Nonlinear Problems in Aviation And Aerospace*, Embry Riddle University, Daytona Beach, FL, United States, 1996, pp. 113-117.
- [7] J. R. Cloutier, "Adaptive matched augmented proportional navigation," United States patent application, 2001.
- [8] C. Mracek, J. Cloutier, J. Cloutier, and C. Mracek, "Full envelope missile longitudinal autopilot design using the state-dependent Riccati equation method," in *Guidance, navigation, and control conference*, New Orleans, LA, U.S.A, 1997, Paper AIAA-97-3767, <https://doi.org/10.2514/6.1997-3767>.
- [9] P. K. Menon and E. J. Ohlmeyer, "Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems," *Control Engineering Practice*, vol. 9, no. 10, pp. 1095-1106, 2001, [https://doi.org/10.1016/S0967-0661\(01\)00082-X](https://doi.org/10.1016/S0967-0661(01)00082-X).
- [10] N. F. Palumbo and T. D. Jackson, "Integrated missile guidance and control: A state dependent Riccati differential equation approach," in *the 1999 IEEE International Conference on Control Applications (Cat. No. 99CH36328)*, Kohala Coast, HI, USA, 1999, vol. 1, pp. 243-248, <https://doi.org/10.1109/CCA.1999.806207>.
- [11] P. K. Menon, G. Sweriduk, E. J. Ohlmeyer, and D. Malyevac, "Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads," *Journal of Guidance, control, and Dynamics*, vol. 27, no. 1, pp. 118-126, 2004, <https://doi.org/10.2514/1.9336>.

- [30] 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, <https://doi.org/10.1021/ie900323c>.
- [31] X. Wang and J. Xiao, "PSO-based model predictive control for nonlinear processes," in *Advances in Natural Computation: First International Conference, ICNC 2005*, Changsha, China, Proceedings, Part II, L. Wang, K. Chen, and Y. Soon Ong, Eds. Berlin, Heidelberg: Springer, 2005, pp. 196-203, https://doi.org/10.1007/11539117_30.
- [32] M. Han, J. Fan, and J. Wang, "A dynamic feedforward neural network based on Gaussian particle swarm optimization and its application for predictive control," *IEEE Transactions on Neural Networks*, vol. 22, no. 9, pp. 1457-1468, 2011, <https://doi.org/10.1109/TNN.2011.2162341>.
- [33] E. Pourjafari and H. Mojallali, "Predictive control for voltage collapse avoidance using a modified discrete multi-valued PSO algorithm," *ISA transactions*, vol. 50, no. 2, pp. 195-200, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2010.12.006>.
- [34] Y. Song, Z. Chen, and Z. Yuan, "New chaotic PSO-based neural network predictive control for nonlinear process," *IEEE transactions on neural networks*, vol. 18, no. 2, pp. 595-601, 2007, <https://doi.org/10.1109/TNN.2006.890809>.
- [35] G. Sandou and S. Oлару, "Particle swarm optimization based NMPC: An application to district heating networks," in *Nonlinear Model Predictive Control: Towards New Challenging Applications*, L. Magni, D. Martino Raimondo, and F. Allgöwer, Eds. Berlin, Heidelberg: Springer, 2009, pp.551-559, https://doi.org/10.1007/978-3-642-01094-1_45.
- [23] M. A. Cross and Y. B. Shtessel, "Single-loop integrated guidance and control using high-order sliding-mode control," in *Variable-Structure Systems and Sliding-Mode Control: From Theory to Practice*, M. Steinberger, M. Horn, and L. Fridman, Eds. Springer, Cham, 2020, pp. 433-462, https://doi.org/10.1007/978-3-030-36621-6_14.
- [24] G. Cimini, D. Bernardini, S. Levijoki, and A. Bemporad, "Embedded model predictive control with certified real-time optimization for synchronous motors," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 29, no. 2, pp. 893-900, 2021, <https://doi.org/10.1109/TCST.2020.2977295>.
- [25] R. van den Bleek, "Design of a hybrid adaptive cruise control stop-&-go system," M. S. thesis. Control System Technology Group, Department of Mechanical Engineering, Technische Universiteit Eindhoven, Netherlands, 2007.
- [26] E. F. Camacho and C. Bordons, *Modern Predictive Control*, 2nd ed., London, Springer, 2007, <https://doi.org/10.1007/978-0-85729-398-5>.
- [27] 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, <https://doi.org/10.1109/9.467664> <https://doi.org/10.1109/TN.2011.2162341>.
- [28] M. Ulusoy, "Understanding model predictive control, part 4: Adaptive, gain-scheduled, and nonlinear mpc," [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/videos/understanding-model-predictive-controlpart-4-adaptive-gain-scheduled-and-nonlinear-mpc-1530606851674.html> (visited on 09/20/2020).
- [29] P. R. Maurath, A. J. Laub, D. E. Seborg, and D. A. Mellichamp, "Predictive controller design by principal components analysis," *Industrial and Engineering Chemistry Research*, vol. 27, no. 7, pp. 1204-1212, 1988, <https://doi.org/10.1021/ie00079a020>.