

# طراحی کنترل کننده مود لغزشی با پارامترهای بهینه برای هدایت سه بعدی موشک با استفاده از الگوریتم جستجوی هارمونی

جواد احيائي<sup>۳</sup>

گروه مهندسی مکانیک  
دانشگاه بین المللی امام خمینی قزوین

حسن نصیری سلوکلو<sup>۱</sup> و امیرفرهاد احيائي<sup>۲</sup>

گروه مهندسی برق  
دانشگاه بین المللی امام خمینی قزوین

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۳/۰۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۵/۰۷

## چکیده

در این مقاله به طراحی قانون هدایت ناوبری مبتنی بر کنترل مود لغزشی با استفاده از الگوریتم جستجوی هارمونی برای ردیابی هدف دارای مانور در فضای سه بعدی پرداخته شده است. علی‌رغم کارایی بالای قوانین هدایت کلاسیک در ردیابی هدف بدون مانور، برای مواردی که نامعینی و اغتشاش، غیرخطی بودن فرایند دینامیکی و مانور هدف وجود داشت، نیاز به قانون هدایت ناوبری مقاوم احساس گردید. از همین رو از روش کنترل مود لغزشی به‌عنوان کنترل کننده‌ای مقاوم برای طراحی قانون هدایت موشک در فضای سه بعدی استفاده شده است. با کمینه‌سازی تابع برازش چند هدفه مجموع وزنی فاصله نسبی میان موشک و هدف و زاویه یاب دید توسط الگوریتم جستجوی هارمونی، پارامترهای مود لغزشی به‌طور بهینه تعیین شده‌اند. به‌منظور نشان دادن کارایی و توانایی روش پیشنهادی، نتایج به‌دست‌آمده با برخی روش‌های هدایت و ناوبری از قبیل هدایت ناوبری تناسبی (PNG) و هدایت ناوبری تناسبی الحاقی (APNG) مقایسه شده است. نتایج به‌دست‌آمده نشان‌دهنده بهبود عملکرد و کارایی قانون هدایت مبتنی بر مود لغزشی تنظیم شده نسبت به این روش‌های طراحی قانون هدایت می‌باشد.

**واژه‌های کلیدی:** قانون هدایت ناوبری، کنترل مود لغزشی، الگوریتم جستجوی هارمونی، هدایت مقاوم

## Design of a Sliding Mode Controller with Optimal Parameters for Three-Dimensional Guidance Law Using Harmony Search Algorithm

H. Nasiri Soloklo & A. F. Ehyaei

Department of Electrical Engineering,  
Imam Khomeini International University

J. Ehyaei

Department of Mechanical Engineering,  
Imam Khomeini International University

(Received: 28/May/2019; Accepted: 29/July/2019)

### ABSTRACT

In this paper, a navigation guidance law is designed based on a sliding mode control and harmony search algorithm to track a maneuvering target in three-dimensional space. Despite the high efficiency of classical guidance laws in target tracking without any maneuvering, in the presence of uncertainty, disturbance, the nonlinearity of dynamic systems and target maneuvering, robust navigation guidance is required. Hence, a sliding mode control method is used for designing three-dimensional robust navigation guidance laws. Besides, parameters of sliding mode control are determined by minimizing multi-objective fitness function, which is the summation of the relative distance between missile-target and yaw angle of the line of sight. To show the effectiveness of the optimal sliding mode method, the simulation results are compared with some other techniques such as Proportional Navigation Guidance (PNG) and Augmented Proportional Navigation Guidance (APNG). It is proved that both the performance and efficiency of the proposed regulated-sliding-mode-based guidance scheme have significantly improved in comparison with these methods.

**Keywords** Navigation-Guidance law, Sliding mode control, Harmony search algorithm, Robust Guidance

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری: hasannasirisoloklo@edu.ikiu.ac.ir

<sup>۲</sup> استادیار (نویسنده پاسخگو): f.ehyaei@eng.ikiu.ac.ir

<sup>۳</sup> استادیار: jehyaei@eng.ikiu.ac.ir

## ۱- مقدمه

مصنوعی و یادگیری ماشین، هدایت هوشمند موشک بسیار گسترش یافته است [۱۷-۱۵]. دالتون و همکاران [۱۸] با استفاده از کنترل کننده شبکه عصبی به حل مساله تعقیب و گریز پرداختند. لین [۱۹] از منطق فازی برای هدایت موشک استفاده نمود که در آن قوانین فازی بر اساس نرخ خط دید، شتاب زاویه‌ای خط دید و فاصله نسبی طراحی شدند. لی و همکاران [۲۰] هدایت PN مبتنی بر منطق فازی پیشنهاد نمودند که قوانین فازی آن با استفاده از الگوریتم ژنتیک بهینه گردید. استفاده از الگوریتم‌های فرا ابتکاری مانند الگوریتم انبوه ذرات [۲۱-۲۲] منجر به واکنش سریع و مقاوم بودن قانون هدایت گردید.

یکی از روش‌های طراحی مقاوم در برابر نامعینی، کنترل مود لغزشی است که به‌طور گسترده‌ای در طراحی قوانین هدایت مورد استفاده قرار گرفته است. با این حال در طراحی قانون هدایت مبتنی بر مود لغزشی تعیین بهینه برخی پارامترها حائز اهمیت است.

در مقاله حاضر با در نظر گرفتن دینامیک‌های مدل نشده و اغتشاش‌های پارامتری دارای نامعینی، به طراحی هدایت موشک با استفاده از روش مود لغزشی بهینه پرداخته شده است که ضمن مقاوم بودن در برابر تغییرات مانورهای هدف، در آن از یک الگوریتم بهینه‌سازی تحت عنوان الگوریتم جستجوی هارمونی با هدف افزایش دقت و سرعت پاسخ بهره گرفته شده است. برای نشان دادن کارایی و توانایی روش پیشنهادی، نتایج به‌دست‌آمده با روش‌های مود لغزشی، PNG و APNG مقایسه شده‌اند که نتایج نشان‌دهنده کارایی برتر روش پیشنهادی می‌باشد.

این مقاله به‌صورت زیر سازماندهی شده است: در بخش دوم معادلات موشک مدل‌سازی شده است. در بخش سوم الگوریتم جستجوی هارمونی به‌عنوان ابزار بهینه‌سازی معرفی می‌گردد. در بخش چهارم روش کنترل مود لغزشی بهینه طراحی شده است. در بخش پنجم نتایج شبیه‌سازی ارائه شده و در بخش ششم نتیجه‌گیری صورت گرفته است.

## ۲- مدل‌سازی فرایند

شکل ۱ هندسه سه بعدی پرواز میان موشک و هدف را در دستگاه کروی نشان می‌دهد [۲۴-۲۳] که در آن، بردار نسبی موقعیت در جهت خط دید توسط  $\vec{r}$  بیان شده است.

هدایت موشک اولین بار توسط آلمان‌ها در جنگ جهانی دوم مورد توجه قرار گرفت و با توجه به اهمیت بسیار بالای آن از دیدگاه امنیت ملی، موضوع مورد توجه بسیاری از پژوهشگران در زمینه مهندسی کنترل است. اما هدایت و کنترل فرایندهای رهگیر پیچیده می‌باشد زیرا این فرایندها غیر خطی و کوپل شده به همدیگر می‌باشد. از طرف دیگر ساختار هدایت، رهگیر را برای دنبال کردن هدف هدایت می‌کند در حالی که تغییر پارامترهای مسیر پرواز عدم قطعیت مدل برخورد را تقویت می‌کند.

بر این اساس، لوکه [۱] به ارائه مبانی هدایت موشک پرداخت و سپس لین [۲] این مبانی را توسعه داد. در روش‌های کلاسیک هدایت و ناوبری موشک از نرخ خط دید<sup>۱</sup> متناسب با شتاب مانور موشک برای طراحی قانون هدایت و ناوبری استفاده می‌شود. از جمله روش‌های کلاسیک هدایت می‌توان به هدایت ناوبری تناسبی<sup>۲</sup>، هدایت ناوبری تناسبی الحاقی<sup>۳</sup> [۳] و قانون هدایت بهینه مبتنی بر تئوری رگولاتور مربعی خطی [۴] اشاره نمود. روش فرمان هدایت متناسب با نرخ زاویه خط دید که به روش PNG معروف است یکی از پرکاربردترین روش‌های هدایت و ناوبری است، که در برابر اهداف بدون مانور کاملاً موفق، اما در برابر نامعینی مانور هدف، منجر به فاصله از دست‌دهی غیرقابل قبولی است [۵]. با توجه به غیرخطی بودن فرایند دینامیکی نشان‌دهنده حرکت نسبی بین موشک و هدف و همچنین به علت وجود دینامیک‌های مدل نشده و اغتشاش‌های پارامتری دارای نامعینی، نیاز به قانون هدایت مقاوم به‌وجود آمد. یکی از روش‌های به نسبت مقاوم جهت بهبود روش PNG روش APNG است که منجر به کاهش اثر اغتشاشات می‌گردد. در سال‌های اخیر طراحی قانون هدایت مبتنی بر ابزارهای تطبیقی [۶-۷]، مود لغزشی [۸-۱۰]، کنترل پیش بین [۱۱] و پس‌گام<sup>۴</sup> [۱۲-۱۳] مورد توجه قرار گرفته است. طراحی قانون هدایت غیرخطی برای رهگیری اهداف دارای مانور از دیگر مسائل پر اهمیت در این حوزه می‌باشند [۶ و ۱۴]. در سال‌های اخیر با رشد هوش

1- Line of Sight (LOS)

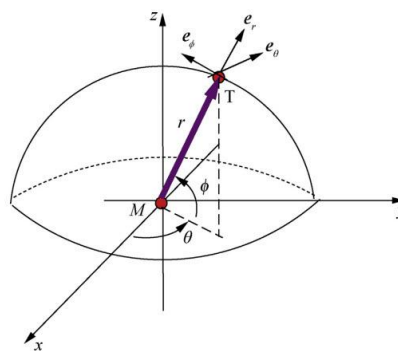
2- Proportional Navigation Guidance (PNG)

3- Augmented Proportional Navigation Guidance (APNG)

4- Backstepping

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

که  $V_r$ ،  $V_\theta$  و  $V_\phi$  به ترتیب سرعت نسبی در راستای خط دید، سرعت نسبی نرمال نسبت به زاویه یاو خط دید و سرعت نسبی نرمال نسبت به زاویه گام خط دید می‌باشند.



شکل (۱): هندسه تعقیب و گریز در سه بعد [۱۰].

### ۳- الگوریتم جستجوی هارمونی

جیم و همکاران [۲۵-۲۶] برای اولین بار الگوریتم جستجوی هارمونی<sup>۱</sup> را به‌عنوان یک الگوریتم نشات گرفته از طبیعت ارائه نمودند. این الگوریتم از فرآیند نواخت موسیقی و تلاش برای یافتن یک هارمونی خارق‌العاده طی آن، الهام گرفته شده است. در این فرآیند با توجه به معیار زیبایی هارمونی یک هارمونی جذاب و دلنشین جستجو خواهد شد. حافظه هارمونی<sup>۲</sup> مهمترین بخش در جستجوی هارمونی می‌باشد که شامل تعداد مشخصی بردار هارمونی و هر بردار نتیجه یک عمل نوازندگی است.

در الگوریتم جستجوی هارمونی برای تولید یک بردار جدید از متغیرها (بردار هارمونی) مقدار هر متغیر طبق یکی از سه قانون زیر تعیین می‌شود:

- الف) انتخاب یکی از مقادیر موجود در حافظه هارمونی،
- ب) انتخاب مقداری در همسایگی یکی از مقادیر حافظه هارمونی،
- ج) انتخاب مقداری برای متغیر از محدوده مجاز (خارج از حافظه هارمونی) به‌صورت تصادفی.

این الگوریتم شامل پنج گام است:

- گام اول- تعریف مسأله بهین‌سازی و مقداردهی اولیه پارامترهای الگوریتم.
  - گام دوم- مقداردهی اولیه به حافظه هارمونی.
  - گام سوم- تولید یک هارمونی جدید از حافظه هارمونی.
  - گام چهارم- به‌روزرسانی حافظه هارمونی.
  - گام پنجم- بررسی معیار توقف.
- این گام‌ها در ادامه توضیح داده شده‌اند.

با مشتق‌گیری از  $\vec{r}$  بردار سرعت نسبی سه‌بعدی به صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$\dot{\vec{r}} = \dot{r}\vec{e}_r + r\dot{\theta}\cos\phi\vec{e}_\theta + r\dot{\phi}\vec{e}_\phi \quad (1)$$

که در آن،  $r$  فاصله نسبی میان موشک و هدف،  $\phi$  زاویه گام خط دید و  $\theta$  زاویه یاو خط دید می‌باشند. با مشتق‌گیری از دو سمت معادله (۱) شتاب نسبی به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$\ddot{r} - r\dot{\phi}^2 - r\dot{\theta}^2\cos^2\phi = w_r - u_r$$

$$r\ddot{\theta}\cos\phi + 2\dot{r}\dot{\theta}\cos\phi - 2r\dot{\phi}\dot{\theta}\sin\phi = w_\theta - u_\theta \quad (2)$$

معادلات سینماتیک بین موشک و هدف در معادله (۲) می‌تواند به‌صورت معادله فضای حالت غیرخطی زیر بازنویسی شوند:

$$\dot{x}(t) = F(x(t)) + Bu(t) + Dw(t) \quad (3)$$

که  $x(t)$  بردار حالت،  $F(x(t))$  میدان برداری،  $u(t)$  بردار شتاب موشک و  $w(t)$  بردار شتاب هدف می‌باشد که به‌صورت زیر تعریف شده‌اند:

$$x(t) = \begin{bmatrix} r \\ \theta \\ \phi \\ V_r \\ V_\theta \\ V_\phi \end{bmatrix}, \quad F(x(t)) = \begin{bmatrix} V_r \\ \frac{V_\theta}{r\cos\phi} \\ \frac{V_\phi}{r} \\ \frac{V_\theta^2 + V_\phi^2}{r} \\ -\frac{V_r V_\theta}{r} + \frac{V_\theta V_\phi \tan\phi}{r} \\ -\frac{V_r V_\phi}{r} + \frac{V_\theta^2 \tan\phi}{r} \end{bmatrix}$$

$$u(t) = \begin{bmatrix} u_r \\ u_\theta \\ u_\phi \end{bmatrix}, \quad w(t) = \begin{bmatrix} w_r \\ w_\theta \\ w_\phi \end{bmatrix}$$

1- Harmony Search Algorithm  
2- Harmony Memory (HM)

می‌شوند. HMCR که بین ۰ و ۱ تغییر می‌کند در واقع نرخ انتخاب یک مقدار از مقادیر قبلی ذخیره شده در HM می‌باشد در حالی که (1-HMCR) نرخ انتخاب تصادفی مقدار از محدوده مجاز مقادیر می‌باشد. رابطه (۶) نحوه اجرای این قوانین را نمایش می‌دهد:

$$x_i^{new} \leftarrow \begin{cases} x_i^{new} \in \{x_i^1, x_i^2, \dots, x_i^{HMS}\} & \text{w.p. HMCR} \\ x_i^{new} \in X_i & \text{w.p. (1-HMCR)} \end{cases} \quad (6)$$

رابطه (۶) نشان‌دهنده آن است که ابتدا یک عدد تصادفی در بازه  $[0, 1]$  تولید و در صورت کمتر بودن نسبت به HMCR یکی از مقادیر موجود در حافظه انتخاب می‌شود؛ در غیر این صورت، مقداری تصادفی در بازه تغییرات آن متغیر تولید می‌شود.

هر مقداری که از حافظه انتخاب شود، می‌تواند طی یک جستجوی محلی در همسایگی خود، متغیری جدید تولید کند که این جستجو با شعاع  $bw$  و احتمال PAR انجام می‌گیرد. مقدار انتخابی از حافظه با احتمال 1-PAR مستقیماً و بدون هیچ گونه تغییری به هارمونی جدید منتقل می‌گردد. سپس مقدار به‌دست آمده برای هر متغیر در بردار جدید بررسی می‌شود تا در بازه مجاز باشد؛ در غیر این صورت، نزدیکترین مقدار مجاز جایگزین آن می‌گردد.

#### ۳-۴- به روز رسانی حافظه هارمونی

اگر بردار هارمونی جدید بهتر از بدترین هارمونی در HM باشد، به همراه مقدار تابع هدف متناظر، جایگزین آن می‌شود و بدترین هارمونی حافظه، حذف می‌گردد.

#### ۳-۵- بررسی معیار توقف الگوریتم

معیار توقف الگوریتم عموماً به‌صورت برآورده شدن یک شرط یا رسیدن به بیشترین تعداد تکرار تعریف می‌شود.

#### ۴- طراحی قانون هدایت مود لغزشی بهینه

در این جا هدف اصلی تعیین قانون هدایتی است که بتوان توسط آن موشک را به هدف رساند و این قانون هدایت در برابر تغییرات مانورهای هدف مقاوم باشد. یکی از روش‌هایی که برای طراحی قانون هدایت مقاوم پیشنهاد شده است، استفاده از کنترل مود لغزشی می‌باشد. طراحی کنترل مود لغزشی<sup>۴</sup> در دو مرحله انجام می‌شود. مرحله اول انتخاب

#### ۳-۱- تعریف مساله و مقداردهی اولیه به پارامترهای الگوریتم

مساله بهینه‌سازی به‌صورت زیر تعریف شده است:

$$\begin{aligned} & \text{Minimize } f(x) \\ & \text{subject to } x_i \in X \quad i=1,2,\dots,N \end{aligned} \quad (4)$$

که در آن،  $f(x)$  تابع هدف،  $x$  مجموعه متغیر تصمیم  $x_i$  تعداد متغیرهای تصمیم،  $X_i$  مجموعه محدوده مجاز متغیرهای تصمیم است یعنی  $Lx_i \leq X_i \leq Ux_i$  که  $Lx_i$  و  $Ux_i$  کران‌های بالا و پایین هر متغیر جواب می‌باشد. پارامترهای الگوریتم HS در این گام مشخص می‌شوند. این پارامترها عبارتند از اندازه حافظه هارمونی<sup>۱</sup>، احتمال انتخاب متغیر جدید از حافظه هارمونی<sup>۲</sup>، احتمال تعدیل متغیر انتخابی از حافظه هارمونی<sup>۳</sup> و پهنای باند و شرط توقف الگوریتم.

#### ۳-۲- مقداردهی اولیه به حافظه هارمونی

در این گام ماتریس HM به صورت کاملاً تصادفی تولید می‌شود که در آن تعداد بردارهای تولید شده برابر با اندازه حافظه هارمونی می‌باشد. در رابطه (۵) ساختار حافظه هارمونی نشان داده شده است:

$$HM = \begin{bmatrix} x_1^1 & x_2^1 & \dots & x_{N-1}^1 & x_N^1 \\ x_1^2 & x_2^2 & \dots & x_{N-1}^2 & x_N^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ x_1^{HMS-1} & x_2^{HMS-1} & \dots & x_{N-1}^{HMS-1} & x_N^{HMS-1} \\ x_1^{HMS} & x_2^{HMS} & \dots & x_{N-1}^{HMS} & x_N^{HMS} \end{bmatrix} \quad (5)$$

در رابطه (۵)، هر سطر معرف یک هارمونی  $N$  متغیره و HMS اندازه حافظه هارمونی است.

#### ۳-۳- تولید یک هارمونی جدید از حافظه هارمونی

بردار هارمونی جدید  $x^{new} = [x_1^{new} \ x_2^{new} \ \dots \ x_N^{new}]$  براساس سه قانون تولید می‌شود: الف) انتخاب از حافظه، ب) تعدیل مقدار انتخابی از حافظه و ج) انتخاب تصادفی.

در انتخاب از حافظه مقدار اولین متغیر  $x_1^{new}$  از هر مقداری در محدوده مشخص HM یعنی از  $x_1^1$  تا  $x_1^{HMS}$  انتخاب می‌شود. دیگر متغیرها نیز به همین صورت انتخاب

1- Harmony Memory Size (HMS)

2- Harmony Memory Considering Rate (HMCR)

3- Pitch Adjusting Rate (PAR)

4- Sliding Mode Control (SMC)

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= \dot{v}_r = -b \operatorname{sgn}(s_1) + w_r \\ \dot{s}_2 &= \dot{v}_\theta = -b \operatorname{sgn}(s_2) + w_\theta \\ \dot{s}_3 &= \dot{v}_\phi = -b \operatorname{sgn}(s_3) + w_\phi \end{aligned} \quad (12)$$

و با جایگذاری (۱۲) در (۹) نتیجه می‌شود:

$$\begin{aligned} s\dot{s}_1 &= -b_1|s_1| + w_r s_1 \leq -b_1|s_1| + |w_r s_1| \\ &= (-b_1 + |w_r|)|s_1| \leq 0 \Rightarrow b_1 \geq |w_r| \\ s\dot{s}_2 &= -b_2|s_2| + w_\theta s_2 \leq -b_2|s_2| + |w_\theta s_2| \\ &= (-b_2 + |w_\theta|)|s_2| \leq 0 \Rightarrow b_2 \geq |w_\theta| \\ s\dot{s}_3 &= -b_3|s_3| + w_\phi s_3 \leq -b_3|s_3| + |w_\phi s_3| \\ &= (-b_3 + |w_\phi|)|s_3| \leq 0 \Rightarrow b_3 \geq |w_\phi| \end{aligned} \quad (13)$$

با توجه به شرایط تعیین شده در (۱۳) مشتق تابع لیاپانوف  $V$  منفی خواهد شد، یعنی  $\dot{V} < 0$ ، که نشان دهنده پایداری مجانبی سطح لغزشی خواهد بود.

تابع علامت به علت ساختار ناپیوسته‌اش، در طول شبیه سازی منجر به چترینگ می‌شود. از همین رو محققان توابع دیگری از قبیل تابع اشباع، تابع  $\frac{S}{|S|+\delta}$  و تابع  $\tanh\left(\frac{S}{\varepsilon}\right)$  برای جایگزینی با آن پیشنهاد نموده‌اند [۲۷-۲۹]. با جایگذاری تابع تانژانت هیپربولیک به جای تابع علامت در معادله (۱۱) قانون هدایت به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$u(t) = \begin{pmatrix} u_r \\ u_\theta \\ u_\phi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{v_\theta^2 + v_\phi^2}{r} - b_1 \tanh\left(\frac{s_1}{\varepsilon_1}\right) \\ \frac{-v_r v_\theta + v_\phi v_\theta \tan \phi}{r} - b_2 \tanh\left(\frac{s_2}{\varepsilon_2}\right) \\ \frac{-v_r v_\theta + v_\theta^2 \tan \phi}{r} - b_3 \tanh\left(\frac{s_3}{\varepsilon_3}\right) \end{pmatrix} \quad (14)$$

بنابراین، پارامترهای  $b_1, b_2, b_3, \varepsilon_1, \varepsilon_2$  و  $\varepsilon_3$  بر فرمان کنترلی تاثیر دارند و بایستی تعیین شوند.

#### ۴-۱- تعیین پارامترهای مود لغزشی با استفاده از

##### الگوریتم جستجوی هارمونی

در این مقاله برای تعیین پارامترهای فرمان کنترلی از الگوریتم جستجوی هارمونی استفاده شده است. با توجه به این که در طراحی قانون هدایت بایستی  $r \rightarrow 0$  میل کند و این امر متعاقباً منجر به این خواهد شد که  $v_\theta \rightarrow 0$  و  $v_\phi \rightarrow 0$  میل کنند، به همین منظور با کمینه‌سازی تابع هدف زیر پارامترهای مود لغزشی می‌توانند تعیین شوند.

سطح کلیدزنی است به گونه‌ای که فرایندی که به این سطح محدود شود رفتار مطلوب را ایجاد کند. مرحله دوم انتخاب کنترل کننده‌ای است که مسیره‌های حالت فرایند را مجبور به حرکت به سمت سطح کلیدزنی کند و برای زمان‌های بعدی این مسیره‌های حالت در سطح کلیدزنی بلغزند.

قانون هدایت باید فاصله نسبی  $r$  را کاهش ( $r \cong 0$ ) و سرعت‌های نسبی  $v_\theta$  و  $v_\phi$  تا حد امکان کوچک کند. همچنین  $v_r$  باید منفی باشد. زمانی که  $v_\theta$  و  $v_\phi$  به صفر همگرا می‌شوند به این معنی است که موشک و هدف به هم نزدیک می‌شوند. همچنین زمانی که  $v_r$  منفی می‌شود فاصله نسبی  $r$  میان موشک و هدف به صفر نزدیک می‌شود. بنابراین، سطح لغزش را می‌توان به صورت زیر انتخاب نمود:

$$\begin{aligned} s_1 &= v_r + k \\ s_2 &= v_\theta \\ s_3 &= v_\phi \end{aligned} \quad (7)$$

با انتخاب تابع لیاپانوف زیر به بررسی پایداری و مقاوم بودن سطح لغزش پرداخته می‌شود:

$$V = \frac{1}{2} s^2 \quad (8)$$

با مشتق‌گیری از رابطه (۸) نسبت به زمان می‌توان نوشت:

$$\dot{V} = s\dot{s} \quad (9)$$

از طرفی با مشتق‌گیری از رابطه (۷) و جایگذاری مقادیر رابطه (۳) نتایج زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= \dot{v}_r = \frac{v_\theta^2 + v_\phi^2}{r} - u_r + w_r \\ \dot{s}_2 &= \dot{v}_\theta = \frac{-v_r v_\theta + v_\phi v_\theta \tan \phi}{r} - u_\theta + w_\theta \\ \dot{s}_3 &= \dot{v}_\phi = \frac{-v_r v_\theta + v_\theta^2 \tan \phi}{r} - u_\phi + w_\phi \end{aligned} \quad (10)$$

لذا با توجه به مفهوم مود لغزشی می‌توان نوشت:

$$u(t) = \begin{pmatrix} u_r \\ u_\theta \\ u_\phi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{v_\theta^2 + v_\phi^2}{r} - b_1 \operatorname{sgn}(s_1) \\ \frac{-v_r v_\theta + v_\phi v_\theta \tan \phi}{r} - b_2 \operatorname{sgn}(s_2) \\ \frac{-v_r v_\theta + v_\theta^2 \tan \phi}{r} - b_3 \operatorname{sgn}(s_3) \end{pmatrix} \quad (11)$$

حال با جایگذاری (۱۱) در (۱۰) روابط به صورت زیر اصلاح می‌گردد:

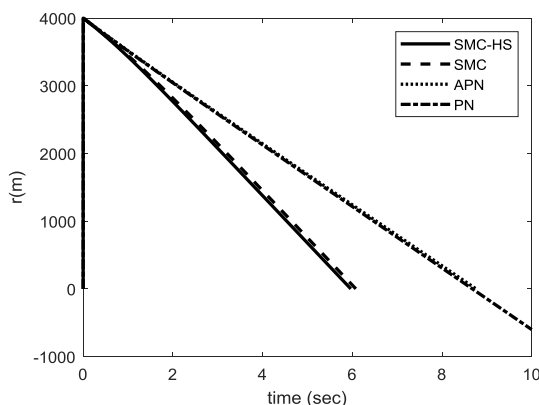
به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند. لازم به ذکر است در [۲۹] تنها پارامترهای  $b_1$ ،  $b_2$  و  $b_3$  طراحی شده‌اند و پارامترهای  $\varepsilon_1$ ،  $\varepsilon_2$  و  $\varepsilon_3$  به صورت تجربی در نظر گرفته شده‌اند.

$$\varepsilon_1 = 5, \varepsilon_2 = 2, \varepsilon_3 = 1 \quad (18)$$

$$b_1 = 30, b_2 = 45, b_3 = 70$$

همچنین برای بخش PNG و APNG نسبت ناوبری موثر  $N=4$  در نظر گرفته شده است.

در شکل ۲، نمودار فاصله میان موشک و هدف بر حسب زمان نشان داده شده است. این نمودار نشان‌دهنده فاصله نسبی میان موشک و هدف نسبت به زمان است. منحنی‌های رسم شده نشان‌دهنده نزدیک شدن موشک و هدف به یکدیگر در زمان معین هستند.



شکل (۲): نمودار فاصله میان موشک و هدف بر حسب زمان.

با توجه به این که برخورد زمانی رخ می‌دهد که فاصله نسبی میان موشک و هدف یعنی  $r$  صفر شود، از شکل ۲ می‌توان نتیجه گرفت که استفاده از کنترل مود لغزشی مبتنی بر بهینه‌سازی پارامترها منجر به برخورد سریع‌تر موشک به هدف می‌شود.

با توجه به شکل ۳ مشاهده می‌شود که در روش پیشنهادی  $V_\theta$  نسبت به روش‌های APN و AGPN سریع‌تر است هرچند روش SMC اندکی سریع‌تر از روش پیشنهادی است. با این حال از شکل ۴ به وضوح مشاهده می‌شود که سرعت نسبی زاویه گام نسبت به خط دید یعنی  $V_\phi$  نسبت به دیگر روش‌ها سرعت بسیار بالاتری دارد.

$$J = \alpha r^2 + \beta(v_\phi^2 + v_\theta^2) \quad (15)$$

که  $\alpha$  و  $\beta$  ضرایب وزنی تابع هدف و به ترتیب ۰/۷ و ۰/۳ در نظر گرفته شده است. این ضرایب به صورت تجربی و با توجه به این که در مساله بهینه‌سازی ترم فاصله نسبی موشک با هدف نسبت به ترم‌های دیگر تابع هزینه (۱۵) اهمیت بیشتری دارد، در نظر گرفته شده‌اند. با کمینه‌سازی تابع هدف توسط الگوریتم جستجوی هارمونی پارامترهای مجهول فرمان کنترلی به صورت زیر به دست می‌آیند:

$$\varepsilon_1 = 104.9632$$

$$\varepsilon_2 = 16.9996$$

$$\varepsilon_3 = 2.5790 \quad (16)$$

$$b_1 = 155.2738$$

$$b_2 = 75.00$$

$$b_3 = 182.7023$$

## ۵- شبیه‌سازی و نتایج

در این بخش برای تایید و بررسی روش پیشنهادی به شبیه‌سازی قانون هدایت در مساله برخورد موشک به هدف دارای مانور پرداخته شده است. نتایج به دست آمده با روش‌های مهم طراحی قانون هدایت از قبیل کنترل مود لغزشی (SMC)، PNG و APNG مقایسه شده‌اند. در این شبیه‌سازی مانور هدف به صورت زیر مدل شده است [۲۴]:

$$w_r = \lambda_T \sin(\omega t) \bar{e}_r$$

$$w_\theta = \lambda_T \sin(\omega t) \frac{-\dot{\phi}}{\sqrt{\dot{\phi}^2 + \dot{\theta} \cos^2 \phi}} \bar{e}_\theta \quad (17)$$

$$w_\phi = \lambda_T \sin(\omega t) \frac{\dot{\theta} \cos \phi}{\sqrt{\dot{\phi}^2 + \dot{\theta} \cos^2 \phi}} \bar{e}_\phi$$

که در آن،  $\lambda_T$  بهره ناوبری هدف و  $\omega = 20 \text{ rad/s}$  می‌باشد. این مانورهای هدف همانند اغتشاش عمل خواهند نمود و با توجه به نتایج بخش ۴، انتظار می‌رود با استفاده از روش مبتنی بر مود لغزشی قانون هدایت نسبت به این اغتشاش‌ها مقاوم عمل نماید. شرایط اولیه موشک در فضای سه‌بعدی به صورت زیر می‌باشند [۲۴]:

$$r = 4 \text{ km} \quad \theta = \pi/3 \quad \phi = \pi/3$$

$$v_r = -500 \text{ m/s} \quad V_\theta = 200 \text{ m/s} \quad V_\phi = 300 \text{ m/s}$$

همچنین پارامترهای مود لغزشی که با استفاده از الگوریتم ژنتیک و با کمینه‌سازی تابع فرمان کنترلی تعیین شده‌اند،

با توجه به شکل ۵ مشاهده می شود که مولفه  $u_r$  فرمان کنترلی در روش PNG و APNG برابر صفر است زیرا در این روش ها فرمان شتاب تولیدی عمود بر خط دید اعمال می شود. همچنین دیگر مولفه های فرمان کنترلی در روش پیشنهادی، دارای نوسان کمتر و سرعت همگرایی سریع تری نسبت به دیگر روش ها هستند که منجر به مصرف سوخت پایین تر می شوند.

در جدول ۱ فاصله از دست دهی<sup>۱</sup> و زمان رسیدن<sup>۲</sup> روش پیشنهادی با روش های SMC، APNG و PNG مقایسه شده است. با توجه به جدول ۱ مشاهده می شود که زمان از دست دهی در قانون هدایت پیشنهادی قابل قبول و زمان رسیدن به هدف بسیار کوچک می باشد که نشان دهنده توانایی و کارایی قانون هدایت پیشنهادی می باشد.

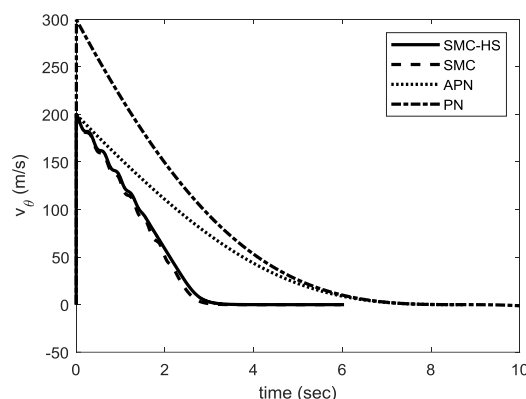
**جدول (۱): مقایسه فاصله از دست دهی و زمان رسیدن**

قانون هدایت پیشنهادی و دیگر قوانین هدایت

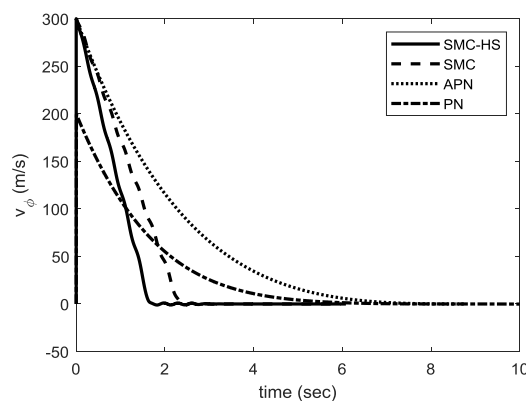
زمان رسیدن (sec)	فاصله از دست دهی (m)	
۵/۹۶۷۵	۰/۹۸۹۷	SMC-HS
۶/۰۷۹۶	۰/۹۹۳۷	SMC
۸/۷۵۷۸	۰/۹۸۷۱	APNG
۸/۶۷۴۹	۰/۹۸۳۹	PNG

**۶- نتیجه گیری**

به علت غیرخطی بودن فرایند دینامیکی نشان دهنده حرکت نسبی بین موشک و هدف، همچنین دینامیک های مدل نشده و وجود اغتشاش های پارامتری دارای نامعینی، نیاز به طراحی قانون هدایت مقاوم وجود دارد. یکی از روش های طراحی قانون هدایت مقاوم روش مود لغزشی است. در این مقاله، قانون هدایتی مبتنی بر کنترل مود لغزشی پیشنهاد گردید و پارامترهای مجهول فرمان کنترلی با کمینه سازی یک تابع هدف پیشنهادی مبتنی بر الگوریتم جستجوی هارمونی تعیین شد. در انتها نتایج به دست آمده از روش پیشنهادی با برخی قوانین هدایت دیگر شامل روش کنترل مود لغزشی، APNG و PNG در حضور اغتشاش مقایسه

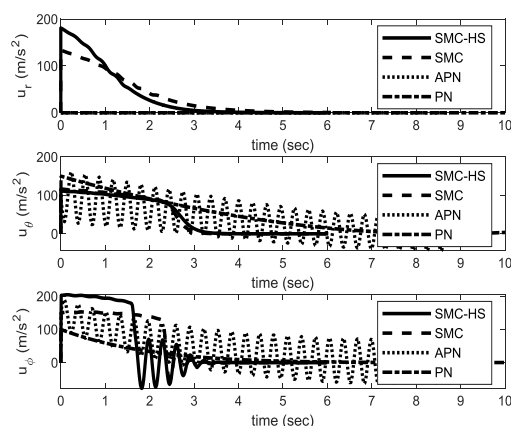


شکل (۳): نمودار سرعت جانبی  $v_\theta$ .



شکل (۴): نمودار سرعت جانبی  $v_\phi$ .

همان طور که در شکل های ۳ و ۴ مشاهده می شود،  $V_\theta$  و  $V_\phi$  با نرخ همگرایی مناسبی به صفر همگرا می شوند که نشان دهنده نزدیک شدن موشک و هدف به یکدیگر است. در شکل ۵، نمودار فرمان کنترلی روش های پیشنهادی نشان داده شده است. مشاهده می شود که فرمان کنترلی روش پیشنهادی هموارتر از فرمان های کنترلی SMC، APNG و PNG می باشد.



شکل (۵): نمودار فرمان های کنترلی برای قوانین هدایت.

1- Miss Distance  
2- Reach time

16. Gu, W., Zhao, H. and Zhang, R. "A Three-Dimensional Proportional Guidance Law Based on RBF Neural Network", proc. the 7th world congress on Intelligent Control and Automation, Chongqing, China, pp. 25-27, 2008.
17. Chithapuram, C., Jeppu, Y.V. and Aswani Kumar, Ch. "Artificial Intelligence Guidance For Unmanned Aerial Vehicles in Three Dimensional Space", Int. Conf. on Contemporary Computing and Informatics, India, pp. 1256-1261, 2014.
18. Dalton, J., Balakrishnan, S.N. "A Neighboring Optimal Adaptive Critic For Missile Guidance", Math Comp Mod, Vol. 23, No. 1, pp. 175-88, 1996.
19. Chun-Liang, L. "On the Design of a Fuzzy-PD Based Missile Guidance Law", Proc. fourth international conf. on control and automation, pp.7-11, 2003.
20. Shuang-Quan, L., Li-Ying, Y. "Design of Fuzzy Logic Missile Guidance Law With Minimal Rule Base", Sixth int. conf. on fuzzy systems and knowledge discovery, Vol. 6, pp.176-80, 2009.
21. Chien-Chun, K., Kuei-Yi, C. "Missile Guidance Algorithm Design Using Particle Swarm Optimization", Trans Canad Soc Mech Eng, Vol. 37, No. 1, pp. 971-979, 2013.
22. Kuei-Yi, C., Yung-Lung, L., Sheng-Ju, L. and Chien-Chun, K., "The Design of Particle Swarm Optimization Guidance Using LOS Evaluate Method", Comput Electr Eng, Vol. 54, No. C, pp. 59-169, 2016.
23. Gu, W., Zhao, H. and Zhang, R. "A Three-Dimensional Proportional Guidance Law Based on RBF Neural Network", proc. of the 7th world congress on Intelligent Control and Automation, Chongqing, China, pp. 25-27, 2008.
24. Chen, B.S., Chen, Y.Y. and Lin, C.L. "Nonlinear Fuzzy  $H_\infty$  Guidance Law with Saturation of Actuators Against Maneuvering Targets", IEEE Trans Control Syst Technol, Vol. 10, No. 6, pp. 769-779, 2002.
25. Geem, Z.W., Kim, J.H. and Loganathan, G.V. "A New Heuristic Optimization Algorithm: Harmony Search", J Simul, Vol. 76, No. 2, pp. 60-68, 2001.
26. Geem, Z.W. "Music-Inspired Harmony Search Algorithm: Theory and Applications", Studies in Computational Intelligence, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2009.
27. Sun, S., Zhou, D., Zhou, J. and Teo, K.L. "A Generalized Design Method for Three-Dimensional Guidance Laws", Proc. of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J Aero Eng, Vol. 231, No.1, pp. 47-60, 2017.
28. Pavic, M., Pavkovic, B. and Cuk, D. "Sliding Mode Guidance of Homing Missiles vs. True and Augmented Proportional Navigation", 5th Int. Sci Conf. on Defensive Technol, Belgrade, Serbia, pp. 67-72, 2012.
29. Moosapour, S.H., Alizadeh, G. "Design of 3-Dimensional Nonlinear Optimal Robust Guidance Law for Homing Missiles Against Maneuvering Targets Using Genetic Algorithm", Majlesi J Electr Eng, Vol. 8, No. 1, pp. 45-51, 2014.

شد. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده کارایی و دقت بیشتر روش پیشنهادی نسبت به سایر روش‌ها می‌باشد.

## ۷- مراجع

1. Locke, A.S. "Guidance: Principles of Guided Missile Design", Princeton, NJ: Van Nostrand, Vol. 1, 1955.
2. Lin, C.F. "Modern Navigation, Guidance, and Control Processing", Eng. Cliffs, Prentice-Hall, Vol. 2, pp. 252-413, 1991.
3. Zarchan, P. "Tactical and Strategic Missile Guidance", Washington DC: AIAA, Vol. 124, 1990.
4. Bryson Jr, A.E., Ho, Y.C. "Applied Optimal Control: Optimization, Estimation and Control", Waltham, MA: Blaisdell, Vol. 22, pp. 148-176, 1969.
5. Nesline, F.W., Zarchan, P. "A New Look at Classical Vs Modern Homing Missile Guidance", J Guid Control Dyn, Vol. 4, No. 1, pp. 78-85, 1981.
6. Behnamgol, V., Vali, A. R. and Mohammadi, A. "A New Adaptive Finite Time Nonlinear Guidance Law to Intercept Maneuvering Targets", Aerosp Sci Technol, Vol. 68, No. 1, pp. 416-421, 2017.
7. Si, Y., Song, S.M. "Adaptive Reaching Law Based Three-Dimensional Finite-Time Guidance Law Against Maneuvering Targets with Input Saturation", Aerosp Sci Technol, Vol. 70, No. 1, pp. 198-210, 2017.
8. Junhong, S., Shenmin, S. "Three-Dimensional Guidance Law Based on Adaptive Integral Sliding Mode Control", Chin J Aeron, Vol. 29, No. 1, pp. 202-214, 2016.
9. Hou, Z., Su, M., Wang, Y. and Liu, L. "A Fuzzy Sliding-Mode Guidance for Intercepting Problem", proc. 19th world congress, the International Federation of Automatic Control, Cape Town, South Africa, Vol. 47, No. 3, pp. 24-29, 2014.
10. Moosapour, S.S., Moosapour, S.H. "A Novel Optimal Robust Guidance Law Design Based on Extended Kalman Filter", Aerospace Mechanics Journal, Vol. 11, No. 4, pp. 39-48, 2014. (In Persian)
11. Ghahramani, N., Nazari, M.S. "Constrained Optimal Controller Design for a Flight Vehicle Based on Predictive Control Approach and its Implementation in the Hardware in the Loop Lab", Aerospace Mechanics Journal, Vol. 15, No. 3, pp. 79-92, 2018. (In Persian)
12. Maopeng, R., Qing, W., Delong, H. and Chaoyang, D. "Backstepping Design of Missile Guidance and Control Based on Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control", Chin J Aeron, Vol. 27, No. 3, pp. 634-642, 2014.
13. Lee, S., Kim, Y., Moon, G. and Jun, B.E. "Adaptive Backstepping Autopilot Design for Missiles of Fast Time-Varying Velocity", IFAC papersOnline, Vol. 49, pp. 474-479, 2016.
14. Biswas, B., Kumar, S.R. and Maity, A. " Three-Dimensional Nonlinear Impact Angle Guidance for Maneuvering Targets", IFAC-PapersOnLine, Vol. 51, No. 1, pp. 47-52, 2018.
15. Lee, Y.L., Chen, K.Y., Liao, S.J. "Using Proportional Navigation and a Particle Swarm Optimization Algorithm to Design a Dual Mode Guidance", Comput Electr Eng, Vol. 54, pp. 137-146, 2016.