

طراحی کنترل غیرخطی مقاوم برای دینامیک طولی موشک در حضور نامعینی غیر تطبیقی

سعید نصرالهی بروجنی*، محسن فتحی و اصغر اشرفی فر
دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۱۲/۱۰ - دریافت نسخه نهایی: ۱۳۹۴/۰۸/۱۷)

چکیده - در این مقاله، قانون کنترلی مقاوم برای دینامیک طولی غیرخطی موشک براساس تئوری لیاپانوف و کنترل مدلزغشی برای ردیابی زاویه حمله ارائه شده است. فرض بر این است که در معادلات غیرخطی، نامعینی غیر تطبیقی وجود دارد. در روش پیشنهادی، بهره‌های کنترل کننده توسط الگوریتم اجتماع ذرات بهینه شده است. برای این منظور تابع هزینه‌ای با استفاده از خطای ردیابی خروجی تعریف شده است. نتایج شبیه‌سازی برتری عملکرد کنترل کننده پیشنهادی را نسبت به کنترل کننده معمول PID در حضور نامعینی غیر تطبیقی نشان می‌دهد. واژگان کلیدی: کنترل کننده دینامیک طولی موشک، کنترل مدلزغشی، نامعینی غیر تطبیقی، نوسانات ناخواسته، الگوریتم بهینه‌سازی اجتماع ذرات، کنترل کننده براساس لیاپانوف.

Robust Nonlinear Control of Missile Longitudinal Dynamics in Presence of Unmatched Uncertainty

S. Nasrollahi Boroujeni*, M. Fathi and A. AshrafiFar

Department of Aerospace, Sharif University of Technology

Abstract: In this paper, a robust control law is proposed, based on Lyapunov's theory and sliding mode control theory, in order to track the angle of attack in nonlinear longitudinal dynamics of a missile. It is assumed that there are unmatched uncertainties in the nonlinear systems. In the proposed algorithm, the controller gains are optimized by Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm. For this purpose, a cost function is extracted from the output tracking error. Simulation results show that the proposed algorithm has better performance than conventional Proportional-Integral-Derivative (PID) controller in the presence of unmatched uncertainties.

Keywords: Missile longitudinal dynamic controller, sliding mode control, unmatched uncertainty, chattering, PSO algorithm, Lyapunov-based controller.

*: مسئول مکاتبات، پست الکترونیکی: s_nasrollahi@ae.sharif.ir

فهرست علائم

V	سرعت وسیله	m	جرم وسیله
α	زاویه حمله	$P_{m,n}$	متغیرهای موقعیت ذره
δ	زاویه سطح کنترلی کانال پیچ	r_1, r_2	اعداد تصادفی مستقل با توزیع یکنواخت
θ	زاویه پیچ	S	سطح لغزش
Γ_1, Γ_2	فاکتورهای یادگیری الگوریتم اجتماع ذرات	S_{ref}	مساحت مرجع وسیله

۱- مقدمه

یکی از پرکاربردترین الگوریتم‌های کنترل، کنترل کننده تناسبی-انتگرالی- مشتق‌گیر^۱ است. اکثر حلقه‌های پس‌خور کنترلی توسط این الگوریتم یا مدل‌های تغییر یافته آن کنترل می‌شوند. الگوریتم کنترل کننده PID از جهت تنظیم پارامترهای کنترل کننده دارای مبانی و روش‌های متنوعی است. نوع و مرتبه مدل فرآیند، شرایط حاکم بر مسئله کنترل و ملزومات کارایی حلقه بسته می‌توانند عوامل تعیین کننده در روش‌های تنظیم برای این کنترل کننده باشند. برخی از فرآیندهای کلیدی در صنایع دارای دینامیک‌های پیچیده‌ای هستند که با یک یا چند مشخصه مانند زمان تأخیر طولانی، پاسخ معکوس، اغتشاش متناوب و متعدد، خاصیت غیرخطی برجسته، تراکش چند متغیره و قیود عملی توصیف می‌شوند. همچنین استفاده گسترده و موفق از روش‌های غیرخطی در مقالات مختلف شاهد کارایی بالای این روش‌ها در مقایسه با PID در مقابله با دینامیک‌های پیچیده و غیرخطی است.

سیستم اتوپایلوت معمولاً به دو دسته اتوپایلوت زاویه حمله و اتوپایلوت شتاب دسته‌بندی می‌شوند. سیستم‌های اتوپایلوت معمولاً با استفاده از روش خطی‌سازی و مدل خطی شده سیستم طراحی می‌شوند. کنترل کننده PID رایج‌ترین روش مورد استفاده برای کنترل سیستم خطی شده است [۱]. از طرفی برخی از وسایل پرنده دارای دینامیک سریع هستند که رفتارهای غیرخطی از خود به نمایش می‌گذارند. بنابراین استفاده از مدل غیرخطی سیستم در طراحی اتوپایلوت امری اجتناب‌ناپذیر به حساب می‌آید [۲ و ۳]. مرجع [۴] یک سیستم کنترل پرواز

غیرخطی مقاوم برای یک وسیله دارای مانور بالا پیشنهاد کرده است. مرجع [۵] برای یک موشک زمین به زمین، رویتگر و اتوپایلوت غیرخطی طراحی کرده است. این اتوپایلوت شامل حلقه داخلی پس‌خوراند خطی‌ساز و حلقه کنترلی بیرونی خطی است. مرجع [۶] به طراحی اتوپایلوت غیرخطی برای موشک‌های با زاویه حمله بالا پرداخته است. در این مرجع برای طراحی اتوپایلوت در صفحه پیچ، از روش پس‌خوراند خطی‌ساز به‌همراه تئوری کنترل خطی بهره برده است. یکی دیگر از روش‌های نوین کنترل غیرخطی برای طراحی اتوپایلوت موشک، روش $\theta-D$ است [۷ و ۸]. در این روش مسئله طراحی اتوپایلوت به‌عنوان یک مسئله کنترل بهینه بررسی می‌شود. یکی از پرکاربردترین روش‌های غیرخطی برای طراحی اتوپایلوت، کنترل مدلفزشی است [۹-۱۳]. در مراجع بیان شده اتوپایلوت‌های طراحی شده برای سیستم‌های با نامعینی تطبیقی است.

در این تحقیق با استفاده از تئوری کنترل مدلفزشی و تئوری لیپانوف برای دینامیک طولی یک موشک که نامعینی غیرتطبیقی دارد، اتوپایلوت طراحی شده است و همچنین برای قانون کنترل ارائه شده، اثبات پایداری انجام شده است. در ادامه ابتدا روابط و دینامیک سیستم فرمول‌بندی می‌شود. سپس نحوه استخراج قانون کنترلی مدلفزشی استخراج می‌شود. در ادامه، الگوریتم PSO و نحوه استفاده از آن در روش کنترلی پیشنهادی، توضیح داده خواهد شد. در قسمت آخر نیز نتایج شبیه‌سازی و نتیجه‌گیری بیان شده است.

۲- فرمول بندی مسئله

W به سیستم اضافه می شود که فقط نیاز است کران بالای آن معلوم باشد. در این صورت معادلات با در نظر گرفتن نامعینی غیر تطبیقی بازنویسی و برای آن اتوپایلوت طراحی می شود:

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 + W \quad (6)$$

$$\dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)u \quad (7)$$

۲-۱- کنترل مد لغزشی هموار

سیستم تک ورودی - تک خروجی زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{x}(t) = f(x, t) + u(t) \quad (8)$$

که در آن $x(t)$ خروجی مورد نظر و $u(t)$ ورودی کنترل و تابع $f(x, t)$ به صورت زیر است:

$$f(x, t) = f_{nom}(x, t) + f_{um}(x, t), \quad |f_{um}(x, t)| \leq \Omega \quad (9)$$

$f_{nom}(x, t)$ قسمت قطعی و $f_{um}(x, t)$ بخش غیر قطعی تابع $f(x, t)$ است که مقدار دقیق آن معلوم نیست، ولی کران بالای آن با ثابت Ω محدود شده است. طبق تئوری کنترل مد لغزشی، متغیر S بر اساس خطای ردیابی به صورت زیر تعریف می شود:

$$S = x - x_d \quad (10)$$

در آن S خطای ردیابی و x_d حالت مطلوب است. در این صورت، مسئله ردیابی معادل باقی ماندن بر روی سطح S و هم ارز با رابطه $S = 0$ است. کنترل مد لغزشی از دو بخش تشکیل می شود. بخش اول یا کنترل معادل، زمانی که در سیستم نامعینی وجود ندارد طراحی می شود. در این صورت تغییرات S صفر بوده و کنترل معادل با برقراری $\dot{S} = 0$ تعیین می شود. بخش دوم یا بخش رساننده برای در نظر گرفتن نامعینی ها به کنترل معادل اضافه شده و S را در مدت زمان محدودی به صفر می رساند [۱۴]. برای طراحی بخش رساننده ابتدا تابع کاندیدای لیاپانوفی به شکل زیر تعریف می شود:

$$V = \frac{1}{2} S^2 \quad (11)$$

در کنترل مد لغزشی استاندارد، برای اثبات پایداری بایستی شرط لغزش رابطه (۱۲) برقرار شود [۱۴]:

سیستم مورد بررسی در این مقاله مربوط به دینامیک طولی یک موشک به صورت زیر است. به منظور ایجاد فرم صریح، از اتوپایلوت زاویه حمله استفاده شده است [۳]:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \frac{qS_{ref} \cos(\alpha)}{mV} (M_1(\alpha) + d_1\delta) + \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} &= \frac{qS_{ref} d (M_2(\alpha) + d_2\delta)}{I_y} \end{aligned} \quad (1)$$

که در این رابطه، α زاویه حمله، θ زاویه پیچ، V سرعت وسیله، S_{ref} مساحت مرجع وسیله و δ زاویه سطح کنترلی کانال پیچ است، همچنین M_i به صورت زیر تعریف می شود:

$$M_i(\alpha) = a_i \alpha^3 + b_i \alpha^2 + c_i \alpha \quad i = 1, 2 \quad (2)$$

که مقادیر پارامترهای ثابت a_i ، b_i ، c_i و d_i در مرجع [۴] معرفی شده اند. به منظور استفاده از تئوری کنترل، ابتدا معادلات دینامیکی سیستم را به فرم فضای حالت تبدیل می کنیم. در نتیجه می توان معادلات حالت سیستم را به صورت معادلات (۳) بیان کرد:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)u \end{aligned} \quad (3)$$

ابتدا معادله (۱) به صورت زیر بازنویسی می شود:

$$\begin{aligned} C_1 &= \frac{qS_{ref}}{mV}, \quad C_2 = \frac{qS_{ref}d}{I_y} \\ \Rightarrow \begin{cases} \dot{\alpha} = C_1 M_1(\alpha) \cos(\alpha) + C_1 d_1 \delta \cos(\alpha) + \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} = C_2 M_2(\alpha) + C_2 d_2 \delta \end{cases} \end{aligned} \quad (4)$$

ترم $C_1 d_1 \delta \cos(\alpha)$ ، اثر نیروی عملگر روی زاویه حمله است و قابل صرف نظر کردن است [۳]، بنابراین داریم:

$$\begin{aligned} [x_1 \quad x_2]^T &= [\alpha \quad \dot{\theta}]^T, \quad u = \delta \\ g_1(x_1) &= 1, \quad g_2(x_1, x_2) = d_2 C_2 \\ f_1(x_1) &= C_1 \cos(x_1) (a_1 x_1^3 + b_1 x_1^2 + c_1 x_1) \\ f_2(x_1, x_2) &= C_2 (a_2 x_1^3 + b_2 x_1^2 + c_2 x_1) \end{aligned} \quad (5)$$

در اینجا علاوه بر فرضیات مرجع [۳]، یک نامعینی غیر تطبیقی

که t_r زمان رسیدن متغیر S به دقت ε از صفر است. یعنی مسیرهای سیستم بعد از گذشت مدت زمان t_r با دقت ε نزدیک به سطح $S=0$ خواهند بود و با توجه به رابطه (۱۵) چون سطح لغزش $S=0$ جاذب است، از این زمان به بعد نیز مسیرها به سطح لغزش نزدیک‌تر شده و در نهایت به آن می‌رسند. با توجه به رابطه (۱۷)، مدت زمان رسیدن S به دقت ε ، با تغییر مقدار η قابل تنظیم است [۱۵].

۲-۲- بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم اجتماع ذرات (PSO)
الگوریتم PSO با یک ماتریس جمعیت تصادفی اولیه، شروع می‌شود. هر عنصر جمعیت، یک ذره نامیده می‌شود. در واقع الگوریتم PSO از تعداد مشخصی از ذرات تشکیل می‌شود که به‌طور تصادفی، مقدار اولیه می‌گیرند. برای هر ذره دو مقدار وضعیت و سرعت، تعریف می‌شود که به ترتیب با یک بردار مکان و یک بردار سرعت، مدل می‌شوند. این ذرات، به‌صورت تکرار شونده‌ای در فضای n بعدی مسئله حرکت می‌کنند تا با محاسبه مقدار بهینگی به‌عنوان یک ملاک سنجش، گزینه‌های ممکن جدید را جستجو کنند [۱۶]. در این الگوریتم، یک حافظه، به ذخیره بهترین موقعیت هر ذره در گذشته و یک حافظه به ذخیره بهترین موقعیت پیش آمده در میان همه ذرات، اختصاص می‌یابد. با تجربه حاصل از این حافظه‌ها، ذرات تصمیم می‌گیرند که در نوبت بعدی، چگونه حرکت کنند. در هربار تکرار، همه ذرات در فضای n بعدی مسئله حرکت می‌کنند تا بالاخره نقطه بهینه سراسری، پیدا شود. ذرات، سرعت و موقعیت‌شان را برحسب بهترین جواب‌های مطلق و محلی به‌روز می‌کنند، یعنی:

$$v_{m,n}^{new} = v_{m,n}^{old} + \Gamma_1 \times r_1 \times (p_{m,n}^{local\ best} - p_{m,n}^{old}) + \Gamma_2 \times r_2 \times (p_{m,n}^{global\ best} - p_{m,n}^{old}) \quad (18)$$

$$p_{m,n}^{new} = p_{m,n}^{old} + v_{m,n}^{new} \quad (19)$$

که در آن
 $v_{m,n}$ ، سرعت ذره

$$\dot{V} = S\dot{S} \leq -\eta|S| \quad (12)$$

در آن η یک ثابت مثبت بوده و ورودی کنترل باید طوری تعیین شود که این شرط برقرار شود. با انتگرال‌گیری از طرفین این رابطه تضمین می‌شود که متغیر S در مدت زمان محدودی به‌صورت رابطه (۱۳) به صفر خواهد رسید [۱۴]:

$$t_r \leq |S(t=0)/\eta| \quad (13)$$

در روش استاندارد، ورودی کنترل، حالت کلی رابطه (۱۴) را خواهد داشت [۱۴]:

$$u = u_{eq} - (\eta + \Omega)\text{sign}(S) \quad (14)$$

که در آن u_{eq} کنترل معادل، η پارامتری برای تنظیم مدت زمان رسیدن به سطح لغزش و Ω کران بالای نامعینی سیستم است. این ورودی کنترل، شامل تابع ناپیوسته علامت بوده و زمانی که سطح S به نزدیکی صفر می‌رسد، نوسانات ناخواسته‌ای را ایجاد می‌کند. برای برطرف کردن این مشکل در این مقاله از شرط لغزش زیر به‌صورت رابطه (۱۵) استفاده می‌شود:

$$\dot{V} = S\dot{S} \leq -\eta S^2 \quad (15)$$

جمله سمت راست رابطه (۱۵) مشابه شرط لغزش (۱۲) در روش طراحی کنترل مد لغزشی استاندارد است. با این تفاوت که در آن تابع پیوسته S^2 جایگزین تابع قدرمطلق شده است [۱۵]. با این تغییر، ورودی کنترل شکل کلی رابطه (۱۶) را خواهد داشت که علاوه بر تضمین پایداری زمان محدود، سیگنال کنترلی هموارتری تولید می‌کند:

$$u = u_{eq} - \eta S - \Omega \text{sign}(S) \quad (16)$$

با توجه به روابط (۱۴) و (۱۶) مشاهده می‌شود که افزایش مقدار پارامتر η در رابطه (۱۴)، بهره تابع ناپیوسته را بزرگ‌تر کرده که باعث افزایش نوسان خواهد شد. اما در رابطه (۱۶) پارامتر η در تابع ناپیوسته علامت ضرب نشده و افزایش آن منجر به افزایش نوسان نخواهد شد. همچنین با انتگرال‌گیری از طرفین رابطه (۱۵) می‌توان نوشت:

$$\int_{S(t=0)}^{\varepsilon} \frac{dS}{S} \leq \int_0^{t_r} -\eta dt \Rightarrow t_r \leq (\ln S(t=0) - \ln(\varepsilon))/\eta \quad (17)$$

در معادلات سیستم استفاده از قانون کنترل مدل‌گزشی به‌طور معمول برای این سیستم امکان‌پذیر نیست. به‌همین منظور در این مقاله از یک نگارش نوینی جهت حل این مسئله استفاده می‌شود. در این مقاله هدف کنترلی رسیدن به زاویه حمله مطلوب (x_{1d}) یا به عبارتی $x_1 \rightarrow x_{1d}$ است. برای رسیدن به این هدف، متغیر حالت $x_2 \approx U_{virtual}$ را به‌عنوان یک ورودی مجازی معادله (۶) در نظر بگیرید. برای به‌دست آوردن $U_{virtual}$ از تئوری کنترل مدل‌گزشی بیان شده در قسمت‌های قبل استفاده می‌شود. ابتدا سطح لغزش به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$S = x_1 - x_{1d} \quad (21)$$

در این صورت مسئله ردیابی، معادل باقی ماندن بر روی سطح S و هم‌ارز با رابطه $\dot{S} = 0$ است. طبق تئوری کنترل مدل‌گزشی، کنترل معادل ($U_{virtual_{eq}}$) برای زمانی که در سیستم نامعینی وجود ندارد و مسیرهای سیستم بر روی سطح لغزش هستند، با برقراری $\dot{S} = 0$ با استفاده از روابط (۶)، (۷) و (۲۱) به‌صورت زیر به‌دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{S} = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} &= f_1(x_1) + g_1(x_1)U_{virtual_{eq}} \\ -\dot{x}_{1d} &= C_1 \cos(x_1)(a_1 x_1^3 + b_1 x_1^2 + c_1 x_1) \\ + U_{virtual_{eq}} - \dot{x}_{1d} &= 0 \\ \Rightarrow U_{virtual_{eq}} &= \dot{x}_{1d} - C_1 \cos(x_1)(a_1 x_1^3 + b_1 x_1^2 + c_1 x_1) \end{aligned} \quad (22)$$

$U_{virtual_{eq}}$ کنترل معادل بوده و زمانی که در سیستم نامعینی وجود ندارد، مسیرهای سیستم را بر روی سطح لغزش صفر حفظ خواهد کرد. حال برای در نظر گرفتن نامعینی سیستم، جمله‌ای به‌صورت زیر به کنترل معادل اضافه می‌شود:

$$U_{virtual} = U_{virtual_{eq}} - \eta S - \Omega \text{Sign}(S) \quad (23)$$

پارامتر Ω ماکزیمم مقدار نامعینی است، پارامتر η پارامتر طراحی است و با استفاده از الگوریتم اجتماع ذرات مقدار بهینه آن به‌دست می‌آید. گام دوم به‌دست آوردن سیگنال کنترل u است که بتوان با آن معادله دینامیکی کل سیستم را پایدار کرد.

$p_{m,n}$ ، متغیرهای موقعیت ذره

r_1 و r_2 ، اعداد تصادفی مستقل با توزیع یکنواخت Γ_1 و Γ_2 ، فاکتورهای یادگیری که به‌صورت $\Gamma_1 = 0.12$ و $\Gamma_2 = 0.9$ انتخاب شده‌اند. $p_{m,n}^{local\ best}$ ، بهترین جواب محلی موقعیت و $p_{m,n}^{global\ best}$ بهترین جواب مطلق موقعیت هستند.

الگوریتم PSO مقادیر اولیه موقعیت و سرعت را به‌صورت تصادفی انتخاب کرده، سپس بردار سرعت هر ذره را به‌روزرسانی و مقدار سرعت جدید را به موقعیت و یا مقدار ذره می‌افزاید. به‌روز کردن سرعت تحت تأثیر هر دو مقدار بهترین جواب محلی و بهترین جواب مطلق قرار می‌گیرند. بهترین جواب محلی و بهترین جواب مطلق، بهترین جواب‌هایی هستند که تا لحظه جاری اجرای الگوریتم، به‌ترتیب توسط یک ذره و در کل جمعیت به‌دست آمده‌اند. ثابت‌های Γ_1 و Γ_2 به‌ترتیب، پارامتر ادراکی و پارامتر اجتماعی نامیده می‌شوند. فرآیند به‌روزرسانی ذرات در الگوریتم PSO تا زمانی که همه ذرات به یک نقطه همگرا شوند، تکرار می‌شود. مزیت اصلی PSO این است که پیاده‌سازی این الگوریتم ساده بوده و نیاز به تعیین پارامترهای کمی دارد. همچنین PSO قادر به بهینه‌سازی توابع هزینه پیچیده با تعداد زیاد مینیمم محلی است [۱۶]. در حالت کلی در الگوریتم اجتماع ذرات، چرخه مطابق شکل (۱) تکرار می‌شود.

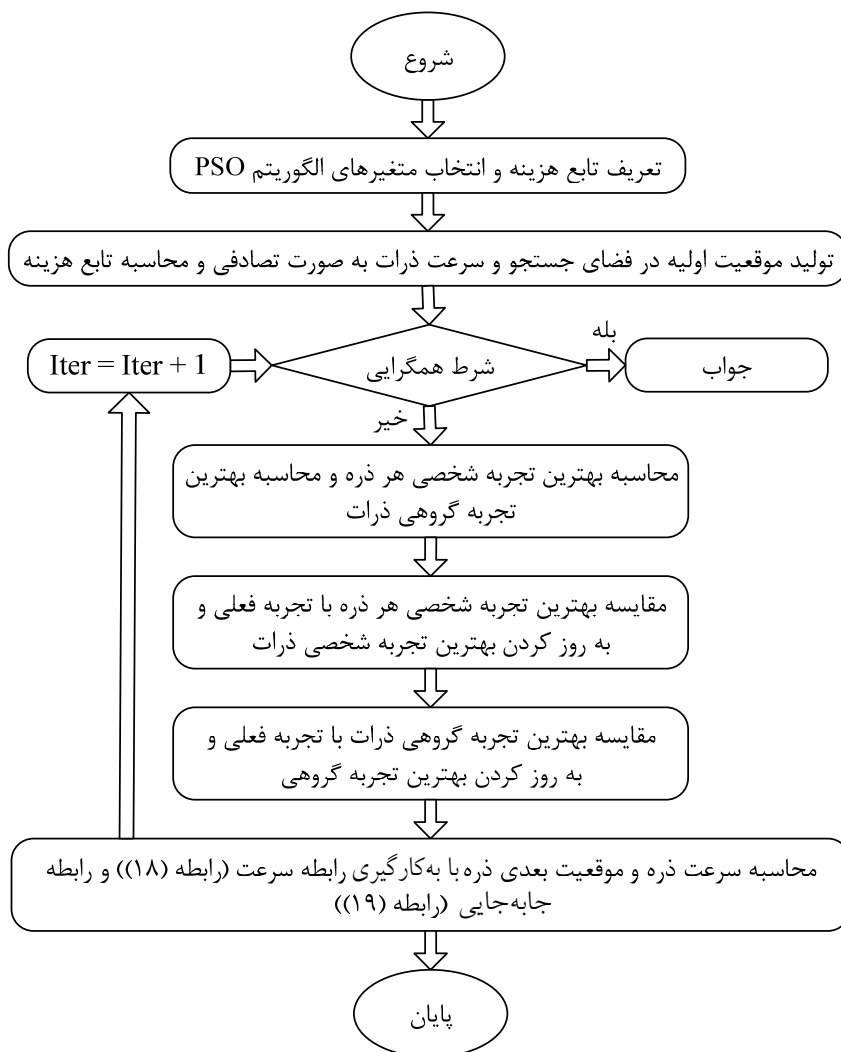
در این مقاله پس از طراحی کنترل کننده غیرخطی برای دینامیک طولی موشک، مقادیر بهینه ضریب η در رابطه (۱۶) با استفاده از الگوریتم اجتماع ذرات محاسبه شده است. برای این منظور تابع هزینه F به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$F = \int_0^{\infty} (x_1 - x_{1d})^2 dt \quad (20)$$

که در این رابطه $(x_1 - x_{1d})$ خطای ردیابی است.

۲-۳- طراحی قانون کنترل

برای طراحی قانون کنترل به‌دلیل وجود نامعینی غیرتطبیقی W ،



شکل ۱- روند نمای الگوریتم PSO

$$u = \frac{1}{d_r C_r} \left(-C_r (a_r x_1^3 + b_r x_1^2 + c_r x_1) - k(x_r - U_{\text{virtual}}) + \dot{U}_{\text{virtual}} \right) \quad (25)$$

در رابطه (۲۵) پارامتر $k > 0$ است.

اثبات- در ابتدا متغیرهای e_1 و e_2 به صورت زیر تعریف می شوند:

$$e_1 = S = x_1 - x_{1d} \quad (26)$$

$$e_2 = x_r - U_{\text{virtual}}$$

با استفاده از رابطه (۲۶)، رابطه (۲۷) را به صورت زیر می توان بازنویسی کرد:

$$V_{\text{total}} = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2 \quad (27)$$

به همین منظور از طراحی به کمک لیاپانوف، برای اثبات پایداری استفاده می کنیم.

قضیه ۱- معادلات دینامیکی (۶) و (۷) با در نظر گرفتن تابع لیاپانوف:

$$V_{\text{total}} = \frac{1}{2} (x_1 - x_{1d})^2 + \frac{1}{2} (x_r - U_{\text{virtual}})^2 \quad (28)$$

پایدار مجانبی است، اگر سیگنال کنترل u به صورت زیر در نظر گرفته شود:

$$u = \frac{1}{g_r(x_1, x_r)} \left(-f_r(x_1, x_r) - k(x_r - U_{\text{virtual}}) + \dot{U}_{\text{virtual}} \right)$$

جدول ۱- پارامترهای ثابت سیستم

$S = 0/44 \text{ ft}^2$	$I_y = 182/5 \text{ slug-ft}^2$	$a_r = 0/000215$
$m = 13/98 \text{ slug}$	$a_1 = 0/000103$	$b_r = -0/0195$
$V = 3109/3 \text{ ft/sec}$	$b_1 = -0/00945$	$c_r = 0/051$
$d = 0/75 \text{ ft}$	$c_1 = -0/170$	$q = 1 \text{ lb/ft}^2$

جدول ۲- مقادیر ضرایب کنترل کننده PID به دست آمده

از روش بهینه سازی

K_p	K_d	K_i
۴	۰/۵	۸

با عملکرد کنترل کننده PID بررسی می شود. پس از انجام شبیه سازی عددی سیستم مورد بررسی در این مقاله، نتایج حاصل از بهینه سازی ضرایب کنترل کننده طراحی شده $\eta = 2/543$ به دست می آید. ضرایب کنترل کننده PID با استفاده از الگوریتم بهینه سازی مطابق با جدول (۲) تنظیم شده است.

در شکل (۲) پاسخ خروجی سیستم با دو کنترل کننده PID و کنترل کننده پیشنهادی رسم شده است. همان طور که در این شکل مشاهده می شود، کنترل کننده پیشنهادی خروجی مطلوب تر و پاسخی بدون فراجش تولید کرده است. این در حالی است که کنترل کننده PID منجر به پاسخی با ۲۰٪ فراجش شده است. البته همان طور که مشاهده می شود، اگرچه قانون کنترلی جدید برای این سیستم دارای زمان نشست و فراجش کمتر است ولی زمان خیز کنترل کننده PID بهینه مقدار ناچیزی کمتر است. شکل (۳) خطای ردیابی را نشان می دهد. شکل (۴) سیگنال کنترلی مربوط به هر کدام از کنترل کننده ها را نشان می دهد. البته بایستی توجه کرد که کنترل کننده پیشنهادی، نسبت به خطای ردیابی بهینه شده است. شکل (۵) سیگنال اغتشاش موجود در سیستم مشخص شده است. در نهایت شکل (۶) توانایی کنترل کننده پیشنهادی در رساندن سایر متغیرهای

با مشتق گیری از رابطه (۲۷) داریم:

$$\dot{V}_{total} = e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 \quad (28)$$

با استفاده از رابطه (۱۵) و (۲۶) می توان رابطه (۲۸) را به صورت زیر نوشت:

$$\dot{V}_{total} = -\eta e_1^2 + e_2 \dot{e}_2 \quad (29)$$

در رابطه (۲۹) مقدار جمله اول منفی است. در ادامه منفی بودن جمله دوم رابطه (۲۹) اثبات می شود. با منفی شدن جمله دوم مشتق تابع لیاپانوف برای کل سیستم منفی می شود. با جایگذاری روابط (۲۵) در معادله (۷) داریم:

$$\dot{x}_r = f_r(x_1, x_r) + g_r(x_1, x_r) \left(\frac{1}{g_r(x_1, x_r)} (-f_r(x_1, x_r) - k(x_r - U_{virtual}) + \dot{U}_{virtual}) \right) \quad (30)$$

$$\dot{x}_r = -k(x_r - U_{virtual}) + \dot{U}_{virtual} \quad (30)$$

با مشتق گیری از رابطه (۲۶):

$$\dot{e}_2 = \dot{x}_r - \dot{U}_{virtual} \quad (31)$$

با استفاده از روابط (۲۶)، (۳۰) و (۳۱):

$$\dot{e}_2 = -ke_2 \quad (32)$$

با جایگذاری رابطه (۳۲) در رابطه (۲۹):

$$\dot{V}_{total} = -\eta e_1^2 - ke_2^2 < 0 \quad (33)$$

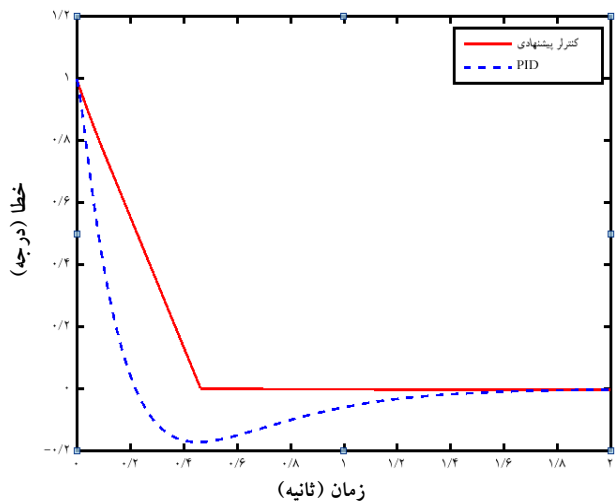
همانطور که قبلاً بیان شد، پارامترهای $\eta, k > 0$ هستند.

۳- نتایج شبیه سازی

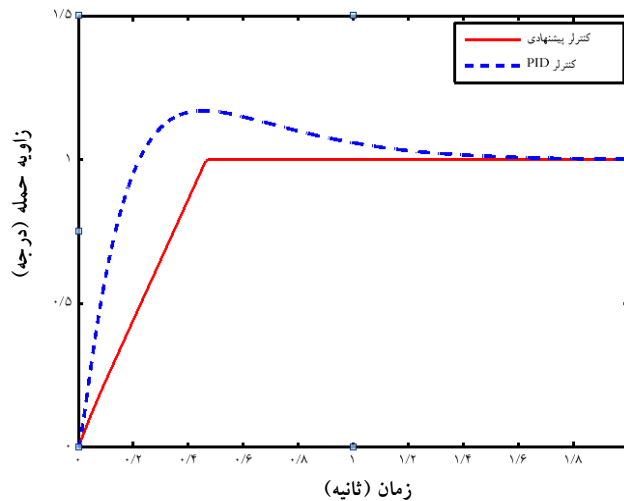
پارامترهای سیستم به منظور شبیه سازی در جدول (۱) بیان شده است.

در این بخش عملکرد کنترل کننده طراحی شده در مقایسه

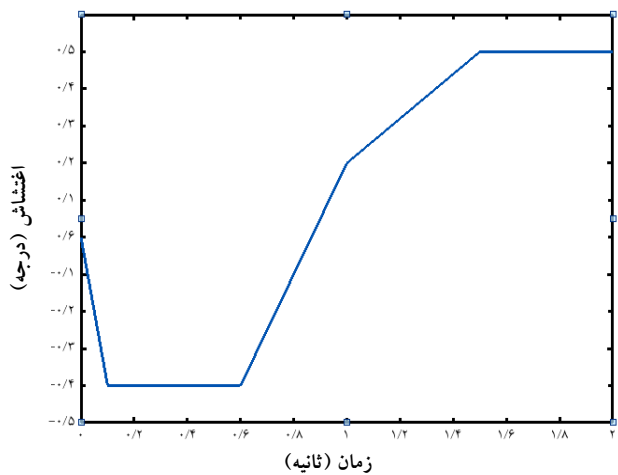
روش های عددی در مهندسی، سال ۳۵، شماره ۱، تابستان ۱۳۹۵



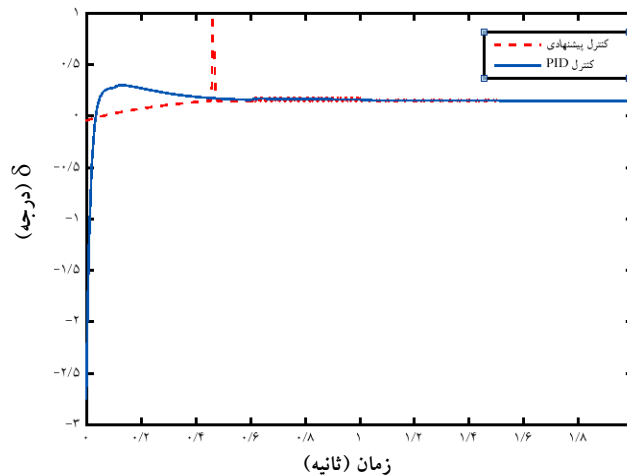
شکل ۳- مقایسه خطای خروجی سیستم با کنترل کننده پیشنهادی و PID



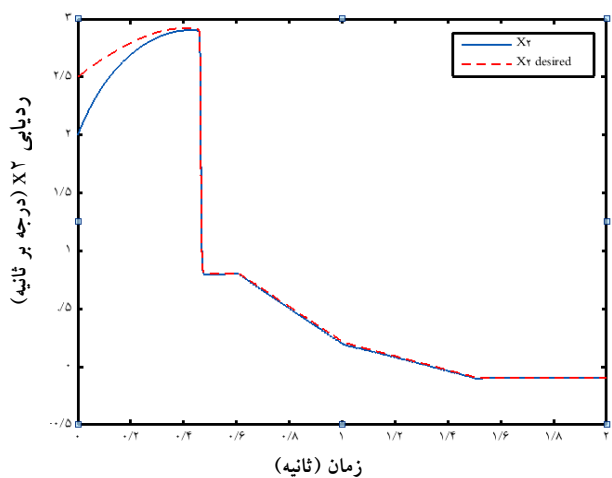
شکل ۲- مقایسه پاسخ خروجی سیستم با کنترل کننده پیشنهادی و PID



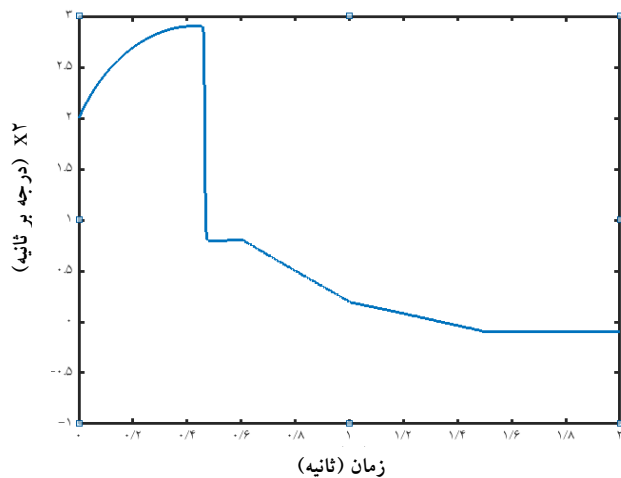
شکل ۵- تغییرات اختشاش اعمال شده به سیستم



شکل ۴- مقایسه سیگنال کنترلی روش پیشنهادی و PID



شکل ۷- ردیابی متغیر حالت X_r سیستم در روش پیشنهادی



شکل ۶- پایداری متغیر حالت X_r سیستم در روش پیشنهادی

حالت به مقدار مطلوب را نشان می دهد.

پیشنهادی اثبات پایداری به صورت تحلیلی انجام شد. سپس با استفاده از الگوریتم اجتماع ذرات، ضرایب موجود در کنترل کننده به صورت بهینه به دست آمد. نتایج شبیه سازی عملکرد نسبتاً خوب روش پیشنهادی نسبت به کنترل کننده مرسوم PID در حضور اغتشاش را نشان می دهد.

۴- نتیجه گیری

در این مقاله طراحی اتوپایلوت طولی غیرخطی یک موشک با استفاده از تئوری کنترل مدلغزشی و تئوری لیاپانوف با وجود نامعینی جمع شونده غیرتطبیقی ارائه شد. برای کنترل کننده

واژه نامه

1. proportional integral derivative

مراجع

1. Kada, B., and Ghazzawi, Y., "Robust PID Controller Design for an UAV Flight Control System", *Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science*, San Francisco, USA, Vol. 2, pp. 1-6, 2011.
2. Sadraey, M., and Colgren, R., "Robust Nonlinear Controller Design for a Complete UAV Mission", VDM Publishing, 2009.
3. Jun-fang, F., and Zhong, S., "Missile Longitudinal Autopilot Design using Backstepping Approach", *Aerospace Conference, IEEE*, Big Sky, MT, pp. 1-8, 2010.
4. Reichart, R. T., "Robust Autopilot Design using μ -Synthesis", *Proceedings of American Control Conference*, San Diego, CA, pp. 2368-2373, 1990.
5. Das, A., Das, R., Mukhopadhyay, S., and Patra, A., "Nonlinear Autopilot and Observer Design for a Surface-to-surface, Skid-to-turn Missile", *Annual IEEE India Conference*, Indicon, pp. 304-308, 2005.
6. Menon, P. K., and Yousefpor, M., "Design of Nonlinear Autopilots for High Angle of Attack Missiles", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, pp. 29-31, 1996.
7. Xin, M., Balakrishnan, S. N., and Stansbery, D. T., "Nonlinear Missile Autopilot Design with Theta-D Technique", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 3, pp. 406-417, 2004.
8. Xin, M., Balakrishnan, S. N., and Ohlmeyer E. J., "Integrated Guidance and Control of Missiles With θ -D Method", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 14, No. 6, pp. 981-992, 2006.
9. Zhou, D., Mu, C., and Xu, W., "Adaptive Sliding-Mode Guidance of a Homing Missile", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 4, pp. 589-594, 1999.
10. Salamci, M. U., Oslash, M. K., Ren, Zg. O and Banks, S. P., "Sliding Mode Control with Optimal Sliding Surfaces for Missile Autopilot Design", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 23, No. 4, pp. 719-727, 2000.
11. Shkolnikov, I. A., Shtessel, Y. B., Lianos, D., and Thies, A. T., "Robust Missile Autopilot Design Via High-Order Sliding Mode Control", *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2000.
12. Shima, T., Idan, M., and Golan, O. M., "Sliding-Mode Control for Integrated Missile Autopilot Guidance", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 29, No. 2, pp. 250-260, 2006.
13. Seshagiri S., and Promptun E., "Sliding Mode Control of F-16 Longitudinal Dynamics", *Proceedings of American Control Conference*, pp. 1770-1775, 2008.
14. Slotine, J. J., and Li, W. "Applied Nonlinear Control", Englewood Cliffs, NJ: prentice-Hall, 1991.
15. Kim, K. J., Park, J. B., and Choi, Y. H., "Chattering Free Sliding Mode Control", *Proceedings of SICE-ICASE, International Joint Conference*, pp. 732-735, 2006.
16. Weise, T., "Global Optimization Algorithms-Theory and Application", Self-Published, 2009.