

طراحی یک الگوریتم نوین هدایت تناسبی با استفاده از کنترل مد لغزشی

وحید بهنام گل^۱ و نعمت ا... قهرمانی^۲

دانشکده کنترل

دانشگاه صنعتی مالک اشتر

(تاریخ دریافت: ۹۰/۱۱/۳۰؛ تاریخ پذیرش: ۹۱/۰۷/۱۰)

چکیده

در این مقاله یک قانون هدایت نوین برای کانال سمت رهگیرهای آشیانه‌یاب طراحی شده است. به دلیل استفاده از تئوری کنترل مد لغزشی، از معادلات غیرخطی حاکم بر هندسه درگیری استفاده شده و شتاب هدف نیز به عنوان نامعینی در نظر گرفته می‌شود. در این صورت نیازی به اندازه‌گیری یا تخمین دقیق مانور هدف در حین پرواز نبوده و تنها از کران بالای آن استفاده می‌شود. طبق ایده ناوبری موازی از نرخ چرخش خط دید بین رهگیر و هدف برای تعریف متغیر لغزش استفاده شده و قانون کنترل طوری طراحی می‌شود که این متغیر لغزش در مدت زمان محدودی به صفر برسد. برای تولید سیگنال کنترل هموار و حذف نوسانات آن، بخش ناپیوسته قانون هدایت با یک تابع پیوسته تقریب زده شده است. تنظیم صحیح پارامترهای کنترل‌کننده، باعث کاهش نیروی کنترل، زمان پرواز و تلفات سرعت رهگیر می‌شود. نتایج شبیه‌سازی‌های گوناگون در حضور دینامیک واقعی سیستم کنترل یک رهگیر آشیانه‌یاب نشان می‌دهد که در مقایسه با روش‌های دیگر از جمله هدایت تناسبی، الگوریتم طراحی شده دارای کارایی بیشتری بوده و قادر است اهداف مانوردار را شکار کند.

واژه‌های کلیدی: قانون هدایت، رهگیر آشیانه‌یاب، ناوبری موازی، کنترل مد لغزشی، اهداف مانوردار

Design of a New Proportional Guidance Algorithm Using Sliding Mode Control

V. Behnam Gol and N. Ghahramani

Control Department

Malek Ashtar University of Technology

(Received: 19 February, 2012; Accepted: 1 October, 2012)

ABSTRACT

In this paper, a new guidance law for yaw channel of homing interceptors is designed. Because of using the sliding mode theory, the nonlinear equations of motion are used and the target acceleration is considered as an uncertainty. Therefore, the precise measuring or estimating of target acceleration is not required and only the upper bound of target maneuvers is used. A sliding surface is defined using the angle rate of the interceptor-target line of sight. For producing a smooth control signal and removing the chattering of the guidance commands, the discontinuous term of guidance law has been approximated with a continuous function. Adjusting the parameter of sliding term leads to decreasing the missile control effort, the time of flight and velocity losses. Simulation results in the presence of a real control system dynamics of a homing interceptor show the effectiveness and robustness of the designed guidance law against maneuvering target in comparison with the proportional navigation algorithm.

Keywords: Guidance Law, Homing Interceptor, Parallel Navigation, Sliding Mode Control, Maneuvering Targets

۱- کارشناس ارشد: vahidbehnamgol@yahoo.com

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): ghahramani@aut.ac.ir

۱- مقدمه

هدایت تناسبی یکی از پرکاربردترین قوانین هدایت مورد استفاده در رهگیرهای آشیانه‌یاب است. نشان داده شده که این قانون یک حل بهینه برای مسائل آشیانه‌یابی با دینامیک خطی بوده و بدون در نظر گرفتن دینامیک خودخلبان برای رهگیری کامل اهداف بدون مانور مناسب می‌باشد [۱]. در نوع توسعه یافته این قانون برای رهگیری اهداف مانوردار، مؤلفه‌ای برای در نظر گرفتن شتاب هدف به قانون هدایت تناسبی افزوده شده است. به همین خاطر اندازه‌گیری یا تخمین شتاب هدف در این روش ضروری بوده و افزایش اندازه‌گیر یا انجام محاسبات پیچیده تخمین را در پی خواهد داشت [۲].

بر اساس ایده ناوبری موازی، می‌توان از تئوری کنترل مد لغزشی در طراحی قوانین هدایت فاز نهایی رهگیرها استفاده نمود. کنترل مد لغزشی یکی از روش‌های کنترل غیرخطی برای سیستم‌های غیرقطعی بوده و می‌توان از آن در طراحی قانون هدایت با معادلات غیرخطی استفاده نمود و متغیرهایی از قبیل مانور هدف را نیز به عنوان نامعینی در نظر گرفت. بنابراین قانون هدایت بدون هیچ‌گونه خطی‌سازی و تنها با داشتن کران بالای مانور هدف طراحی می‌شود [۳]. بنابراین، در این روش نیازی به اندازه‌گیر شتاب هدف یا محاسبات تخمین مانور هدف نبوده و در عمل به سهولت پیاده‌سازی می‌شود.

بزرگ‌ترین محدودیت این روش در عمل پدیده وزوز^۱ است. اثرات این پدیده بسیار نامطلوب است، چون باعث تغییرات شدید سیگنال کنترل شده و با توجه به این که دارای یک رفتار فرکانس بالا است، ممکن است دینامیک‌های مدل نشده فرکانس بالا را نیز تحریک کند [۴ و ۵]. یکی از روش‌های پرکاربرد برای کاهش اثرات پدیده وزوز، هموارسازی سیگنال کنترل در یک لایه مرزی باریک در همسایگی سطح لغزش با یک تابع پیوسته می‌باشد [۴]. در مرجع [۶] از این روش استفاده شده و قانون هدایت، بدون در نظر گرفتن دینامیک خودخلبان و رهگیر، در راستای عمود بر خط دید طراحی شده است. در این مرجع به دلیل در نظر نگرفتن دینامیک سیستم کنترل، ضرایب قانون هدایت را با دقت بالا نمی‌توان تعیین کرد. در یک کاربرد واقعی باید حتماً دینامیک رهگیر و سیستم کنترل را به طور کامل در نظر گرفت. همچنین به دلیل مشکل بودن اعمال دستور شتاب در راستای عمود بر خط دید باید دستور شتاب صادر شده در آن را با ضریبی در راستای عمود بر بردار سرعت رهگیر اعمال نمود. روش دیگر برای حذف وزوز، استفاده از مد لغزشی مرتبه بالا می‌باشد که نیازمند مراتب

بالا تر مشتق سطح لغزش بوده و منجر به افزایش حجم محاسبات خواهد شد [۷]. در مرجع [۸] از کنترل مد لغزشی مرتبه دوم برای طراحی قانون هدایت استفاده شده که دارای محاسبات پیچیده‌ای می‌باشد. در این مرجع از متغیرهای زیادی در تولید دستور شتاب استفاده کرده و به اندازه‌گیرهای زیادی برای اندازه‌گیری متغیرها نیاز دارد. همچنین در این مرجع به دلیل استفاده از برد نسبی در تعریف سطح لغزش، این سطح تا لحظه‌ی برخورد صفر نخواهد شد که به کاهش سرعت برخورد و افزایش مدت زمان رهگیری منجر می‌شود.

با توجه به اینکه مسئله درگیری رهگیر و هدف در یک مدت زمان محدود تعریف می‌شود، از این رو بهتر است در طراحی قانون هدایت از روش‌هایی با همگرایی زمان محدود استفاده شود که به افزایش کارایی الگوریتم هدایت منجر می‌شود [۹-۱۱]. با استفاده از روش‌های زمان محدود در حل مسئله هدایت، می‌توان متغیرهای کنترلی همچون نرخ چرخش خط دید را قبل از اتمام مدت زمان رهگیری به صفر رساند و در نتیجه از کاهش سرعت نزدیک شونده‌ی رهگیر به هدف و افزایش مدت زمان رهگیری و انرژی کنترلی مورد نیاز جلوگیری نمود [۹]. بنابراین قانون هدایت با همگرایی زمان محدود نرخ چرخش خط دید، می‌تواند قوام بیشتری نسبت به مانور هدف داشته باشد [۱۲]. بنابراین تئوری کنترل مد لغزشی که یک روش زمان محدود می‌باشد، روشی مناسب برای طراحی قانون هدایت خواهد بود.

در مقاله حاضر الگوریتم هدایت تناسبی با استفاده از تئوری کنترل مد لغزشی ارتقاء یافته و یک قانون هدایت برای فاز نهایی رهگیرهای آشیانه‌یاب که اهداف متحرک مانوردار را نشانه می‌روند، طراحی می‌شود. سطح لغزش با استفاده از نرخ چرخش خط دید تعریف شده و برای کاهش نوسان در دستور شتاب صادر شده از تابعی پیوسته به جای تابع ناپیوسته علامت استفاده می‌شود. قانون هدایت طوری طراحی می‌شود که متغیر نرخ چرخش خط دید در مدت زمان محدودی به صفر برسد. از محاسن این قانون هدایت، عدم نیاز به اندازه‌گیری و یا تخمین لحظه‌ای مانور هدف است. برای اثبات کارایی روش، از یک شبیه‌سازی کامل که دینامیک رهگیر و سیستم کنترل در آن مدل شده، استفاده می‌شود. برای این منظور در حلقه هدایت از یک خودخلبان زاویه‌ای که مربوط به کانال سمت رهگیرهای آشیانه‌یاب است استفاده شده است. در این شبیه‌سازی، قانون هدایت طراحی شده با قانون هدایت ناوبری تناسبی خالص و یک قانون هدایت تعقیب پیش‌فاز مقایسه می‌شود.

مد لغزشی، بخش نگه‌دارنده نیز گفته می‌شود. بخش دوم برای در نظر گرفتن نامعینی‌ها به کنترل معادل اضافه شده و زمانیکه مسیرهای سیستم از سطح لغزش فاصله دارند، جاذب بودن سطح لغزش را تضمین می‌نماید [۴].

برای طراحی قانون هدایت با استفاده از تئوری کنترل مد لغزشی، ابتدا سطح لغزشی با استفاده از متغیر نرخ چرخش خط دید به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$S = \dot{\sigma}. \quad (2)$$

این سطح لغزش بر اساس ایده‌ی ناوبری موازی تعریف شده است. در این صورت مسئله ردیابی، معادل باقی ماندن بر روی سطح $S = 0$ و هم ارز با رابطه‌ی $S = 0$ است.

طبق تئوری کنترل مد لغزشی، کنترل معادل برای زمانی که در سیستم نامعینی وجود ندارد و مسیرهای سیستم بر روی سطح لغزش می‌باشند، با برقراری $\dot{S} = 0$ و با استفاده از روابط (۱) و (۲) به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{S} &= \frac{1}{r}(-2\dot{r}\dot{\sigma} + A_t \cos(\psi_t - \sigma) - A_m \cos(\psi_m - \sigma)) = 0 \\ \Rightarrow A_{c_{eq}} &= \frac{1}{\cos(\psi_m - \sigma)}(-2\dot{r}\dot{\sigma}), \end{aligned} \quad (3)$$

که در آن، $A_{c_{eq}}$ کنترل معادل بوده و زمانی که در سیستم نامعینی وجود ندارد (هدف بدون مانور باشد)، سطح لغزش را در صفر حفظ خواهد کرد. توجه شود که در این رابطه، مانور هدف (A_t)، به عنوان نامعینی در نظر گرفته شده است.

حال برای در نظر گرفتن نامعینی سیستم، جمله‌ای به صورت زیر به کنترل معادل اضافه می‌شود [۴]:

$$A_c = A_{c_{eq}} - k \text{sign}(S), \quad (4)$$

که در آن، k بهره رساننده است و به نحوی طراحی می‌شود که جاذب بودن سطح لغزش (۲) تضمین شود. برای این منظور ابتدا تابع لیاپانوفی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$V = \frac{1}{2} S^2. \quad (5)$$

طبق تئوری کنترل مد لغزشی، شرط کافی برای اینکه مسیرهای سیستم در مدت زمان محدودی به سطح لغزش صفر برسند ($S = 0$) پایدار زمان محدود باشد، برقراری شرط لغزش زیر است [۴]:

$$\dot{V} = S\dot{S} \leq -\eta|S| \quad \forall \quad \eta > 0. \quad (6)$$

مدت زمان رسیدن به سطح لغزش صفر نیز با توجه به رابطه (۷) با تغییر مقدار η قابل تنظیم است.

$$t_r \leq \frac{|S_0|}{\eta}. \quad (7)$$

رابطه (۷) با انتگرال گیری از طرفین رابطه (۶) به دست آمده و در آن، t_r زمان رسیدن مسیرهای سیستم به سطح لغزش صفر

۲- سینماتیک نسبی بین رهگیر و هدف

برای به دست آوردن معادلات حاکم بر هندسه درگیری، فرض می‌شود رهگیر و هدف به صورت جرم نقطه‌ای بوده و سرعت رهگیر بیشتر از سرعت هدف است. اندازه شتاب هدف نیز به صورت محدود شده با یک باند معین فرض شده که عموماً برای طراحی قانون هدایت فراهم می‌شود.

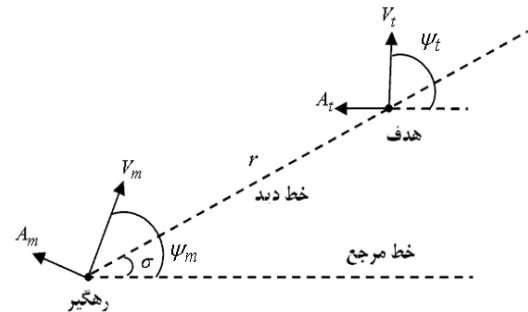
با این فرضیات و با توجه به سینماتیک نسبی دو بعدی بین رهگیر و هدف در شکل ۱، معادلات حرکت به صورت زیر می‌باشند [۸]:

$$\frac{d}{dt}(\dot{\sigma}) = \frac{1}{r}(-2\dot{r}\dot{\sigma} + A_t \cos(\psi_t - \sigma) - A_m \cos(\psi_m - \sigma)) \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt}(\dot{r}) = r\dot{\sigma}^2 + A_t \sin(\psi_t - \sigma) - A_m \sin(\psi_m - \sigma),$$

که در آن، σ و $\dot{\sigma}$ زاویه و نرخ چرخش خط دید، ψ_t و ψ_m زوایای بردار سرعت رهگیر و هدف با خط مرجع، r برد نسبی، \dot{r} سرعت نزدیک شونده‌گی، A_t و A_m به ترتیب بردارهای شتاب رهگیر و هدف می‌باشند.

ورودی کنترلی، A_m بوده و طوری تعیین می‌شود که متغیر $\dot{\sigma}$ را در مدت زمان محدودی صفر کند. در صورت صفر شدن این متغیر، خط دید نچرخیده و با برقراری شرط $\dot{r} < 0$ یعنی نزدیک شدن رهگیر به هدف، طبق ایده ناوبری موازی، برخورد حتمی خواهد بود [۱۳].

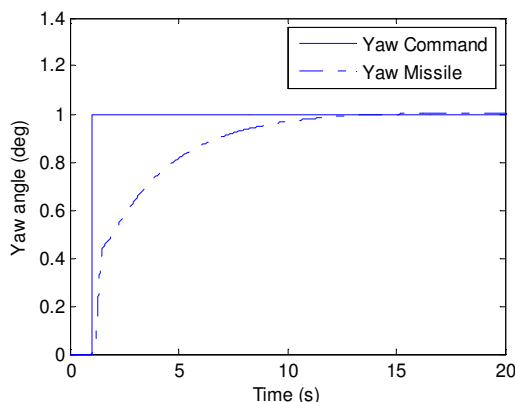


شکل (۱): سینماتیک نسبی دو بعدی بین رهگیر و هدف.

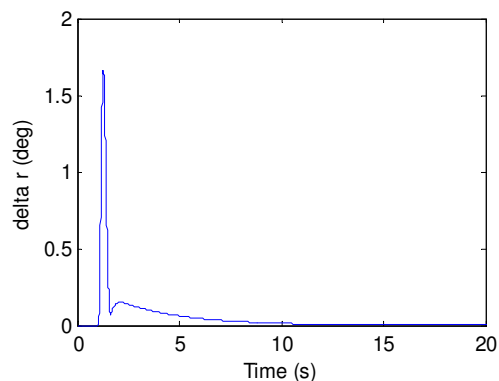
۳- طراحی قانون هدایت جدید

در طراحی کنترل مد لغزشی ابتدا سطح لغزش S با استفاده از خطای ردیابی سیستم تعریف شده و ورودی کنترل طوری تعیین می‌شود که این خطا را صفر کند. کنترل مد لغزشی دارای دو بخش طراحی است. بخش اول که کنترل معادل نامیده می‌شود، زمانی که در سیستم نامعینی وجود نداشته و مسیرهای سیستم بر روی سطح لغزش قرار دارند به دست می‌آید. در این صورت تغییرات S صفر خواهد بود و کنترل معادل با برقراری $\dot{S} = 0$ تعیین می‌شود. به این بخش از کنترل

درجه دستور زاویه‌ی اعمال شده نیز در شکل ۳ رسم شده است.

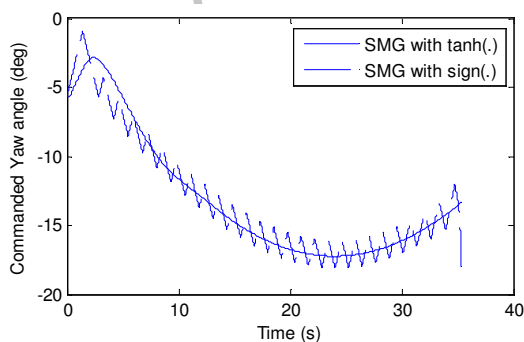


شکل (۲): پاسخ پله خودخلبان پایدار شده.



شکل (۳): تغییر زاویه‌ی بالک در پاسخ به ورودی پله.

همچنین به منظور هموارتر شدن دستور شتاب صادر شده، در شبیه‌سازی قانون هدایت پیشنهادی در رابطه (۱۰)، به جای تابع ناپیوسته $sign(\cdot)$ از تابع پیوسته $\tanh(\cdot)$ استفاده شده است. تأثیر این تقریب در شکل‌های ۴ و ۵ مشاهده می‌شود:



شکل (۴): دستور زاویه صادر شده توسط قانون هدایت با استفاده از توابع $sign(\cdot)$ و $\tanh(\cdot)$.

و S_0 مقدار تابع S در لحظه t_0 می‌باشد. برای برقراری شرط پایداری زمان محدود (۶) با استفاده از روابط (۵-۱) داریم:

$$\frac{S}{r} (k \operatorname{sign}(S) \cos(\psi_m - \sigma) + A_i \cos(\psi_i - \sigma)) \leq -\eta |S| \quad (8)$$

$$\Rightarrow k \cos(\psi_m - \sigma) + A_i \cos(\psi_i - \sigma) \frac{S}{|S|} + \eta r \leq 0.$$

در صورتی که بیشینه مقدار سمت چپ رابطه (۸) کوچک‌تر از صفر باشد، همواره شرط لغزش (۶) برقرار می‌شود. برای این منظور:

$$k + \alpha + \eta r_0 \leq 0 \Rightarrow -k \geq \alpha + \eta r_0, \quad (9)$$

که در این رابطه، α کران بالای شتاب هدف و r_0 مقدار اولیه برد نسبی است. توجه شود که در صورت نزدیک شدن رهگیر به هدف و برقراری شرط $\dot{r} < 0$ ، برد نسبی همواره در حال کاهش می‌باشد. با این انتخاب برای k و با استفاده از روابط (۳ و ۴)، قانون هدایت به صورت زیر به دست می‌آید:

$$A_c = \frac{-2\dot{r}\dot{\sigma}}{\cos(\psi_m - \sigma)} + (\alpha + c) \operatorname{sign}(\dot{\sigma}), \quad (10)$$

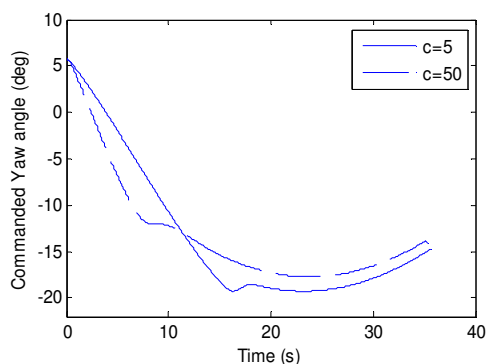
که در آن، $c = \eta r_0$ است. جمله اول قانون هدایت رابطه (۱۰) متناظر با ناوبری تناسبی خالص با ثابت ناوبری ۲ بوده و جمله بعدی برای در نظر گرفتن مانورهای هدف به آن اضافه شده است. بنابراین قانون هدایت، نوع توسعه یافته ناوبری تناسبی محض برای مقابله با اهداف مانوردار است.

۴- شبیه‌سازی قوانین هدایت

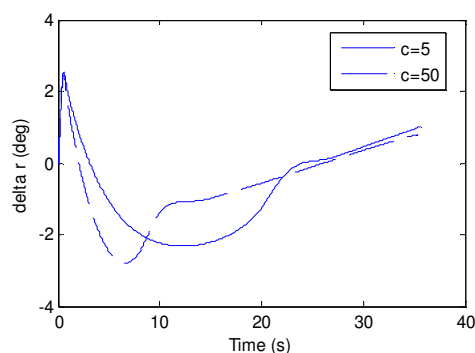
در این قسمت با استفاده از شبیه‌سازی، به بررسی عملکرد قانون هدایت پیشنهادی در کانال سمت فاز نهایی یک رهگیر آشیانه‌یاب که برای شکار اهداف متحرک با سرعت و شتاب پایین به کار می‌رود، پرداخته شده است.

در تمامی شبیه‌سازی‌ها، فاصله نسبی اولیه ۱۰ کیلومتر، زاویه خط دید ۶ درجه، سرعت‌های رهگیر و هدف به ترتیب ۲۶۰ و ۱۰۰ متر بر ثانیه، زاویه بردار سرعت رهگیر و هدف با خط مرجع به ترتیب ۶- و ۲۰۰ درجه، مکان اولیه رهگیر در فضای کارترین $r_{m_0} = [0 \ 0]^T m$ و مکان اولیه هدف $r_{i_0} = [10000 \ 0]^T m$ فرض می‌شوند.

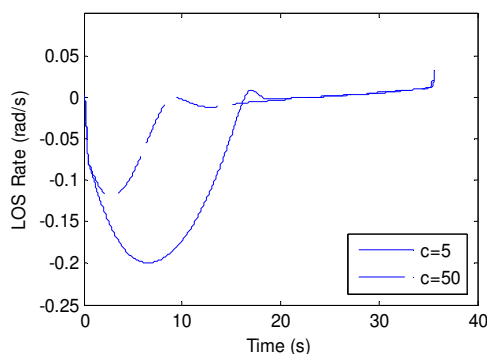
در حلقه هدایت از خودخلبانی که با کنترل کننده PID پایدار شده، استفاده می‌شود. در این خودخلبان، زاویه اولیه رهگیر و زاویه اولیه بالک‌ها صفر درجه و محدودیت ۴ درجه‌ای برای زاویه بالک در نظر گرفته شده است. پاسخ این خودخلبان به یک درجه دستور زاویه اعمال شده در شکل ۲ مشاهده می‌شود. نمودار تغییرات زاویه بالک برای دنبال کردن این یک



شکل (۶): دستور زاویه صادر شده توسط قانون هدایت پیشنهادی به ازای مقادیر مختلف c .



شکل (۷): تغییر زاویه‌ی بالک برای قانون هدایت پیشنهادی به ازای مقادیر مختلف c .

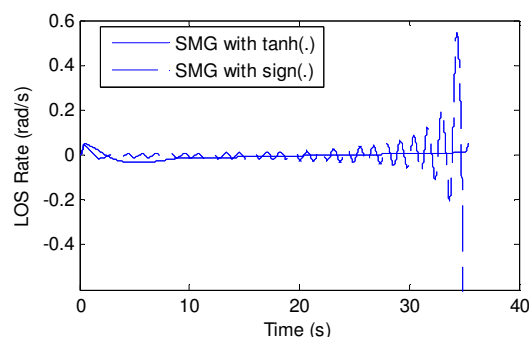


شکل (۸): نرخ چرخش خط دید برای قانون هدایت پیشنهادی به ازای مقادیر مختلف c .

جدول (۱): مقایسه مشخصات به دست آمده توسط قانون

هدایت پیشنهادی به ازای مقادیر مختلف c .

مقدار c	زمان برخورد (s)	انرژی کنترلی
۵	۳۵.۶	۸۷۷
۵۰	۳۵.۳	۹۹۰



شکل (۵): نرخ چرخش خط دید با استفاده از توابع $\tanh(\cdot)$ و $\text{sign}(\cdot)$.

همان‌طور که در شکل‌های ۵ و ۶ مشاهده می‌شود، در صورت استفاده از روش استاندارد و تابع $\text{sign}(\cdot)$ در دستور زاویه نوسان ناخواسته‌ای رخ داده و اعمال آن به رهگیر مشکل خواهد بود. در نمودار نرخ چرخش خط دید نیز مشاهده می‌شود که نوسان در انتهای درگیری منجر به واگرایی این متغیر شده و احتمال ناپایداری در حلقه هدایت نیز وجود دارد.

۴-۱- بررسی حساسیت روش جدید به تغییر پارامترها

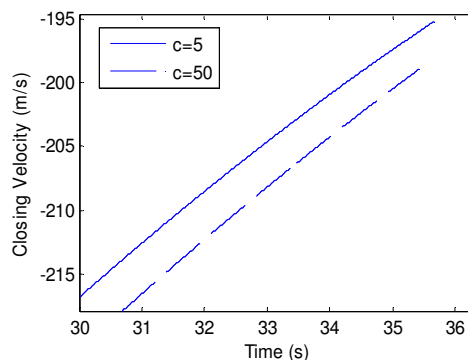
در این بخش عملکرد قانون هدایت پیشنهادی به ازای مقادیر مختلف پارامتر c مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این حالت هدف با شتاب ثابت ۵ متر بر مجذور ثانیه پرواز می‌کند.

نمودار دستور زاویه‌ی صادر شده در شکل ۶، تغییر زاویه بالک در شکل ۷ و نرخ چرخش خط دید در شکل ۸ مشاهده می‌شود. همان‌طور که در این شکل‌ها مشخص است، با افزایش مقدار پارامتر c ، بیشینه اندازه دستور زاویه افزایش یافته، تغییر زاویه بالک سریع‌تر شده و زمان صفر شدن نرخ چرخش خط دید (سطح لغزش) کاهش می‌یابد.

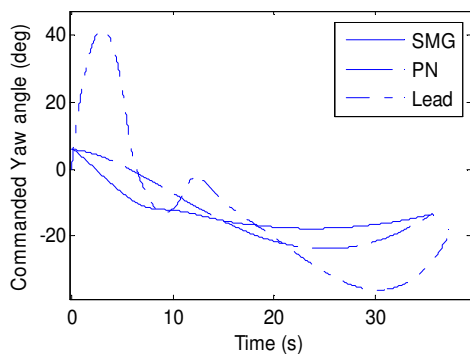
با توجه به شکل ۹، با افزایش c به دلیل کاهش مدت زمان صفر شدن نرخ چرخش خط دید، از کاهش سرعت نزدیک شدن شونده‌ی نیز جلوگیری شده و رهگیر مدت زمان بیشتری قادر به پرواز خواهد بود. بنابراین پایداری قانون هدایت در مقابل مانورهای هدف افزایش می‌یابد.

در مقاله حاضر، انتگرال مجذور شتاب جانبی اعمال شده به رهگیر به عنوان معیاری برای مقایسه انرژی در نظر گرفته شده است. با توجه به مقادیر درج شده در جدول ۱، مشاهده می‌شود که در قانون هدایت پیشنهادی با تغییر مقدار c و با قبول افزایش بیشینه مقدار دستور شتاب صادر شده، زمان برخورد کاهش یافته و انرژی مورد نیاز را می‌توان تنظیم نمود.

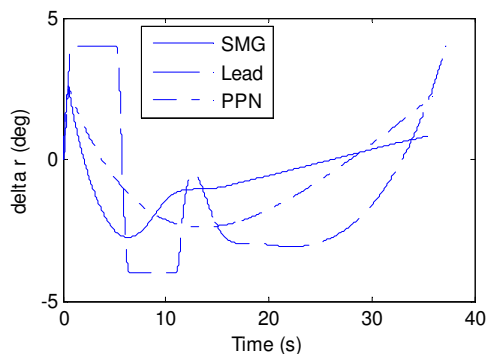
سناریوی اول: در این سناریوی درگیری، هدف با شتاب ثابت ۵ متر بر مجذور ثانیه در حال پرواز است. در شکل ۱۰ دستور زاویه اعمالی، شکل ۱۱ تغییرات زاویه‌ی بالک و در شکل ۱۲ خطای ردیابی زاویه شده توسط خودخلبان مشاهده می‌شود. با توجه به این شکل‌ها مشخص است که قانون هدایت پیشنهادی دستور زاویه همواری داشته و بیشینه اندازه زاویه‌ی صادر شده توسط آن نیز کوچک‌تر از دو قانون هدایت دیگر است. همچنین تغییرات زاویه بالک در قانون هدایت پیشنهادی سریع‌تر بوده و خطای ردیابی نیز کوچک‌تر از دو قانون هدایت دیگر است.



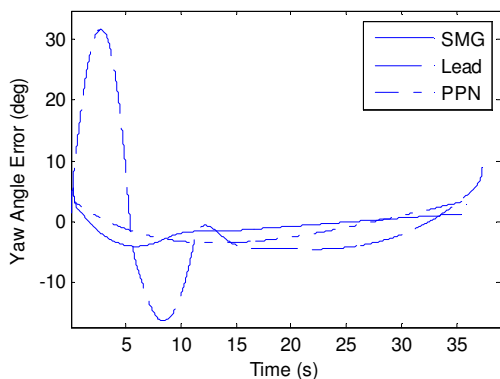
شکل (۹): سرعت نزدیک شونده‌گی برای قانون هدایت پیشنهادی به ازای مقادیر مختلف c .



شکل (۱۰): دستور زاویه صادر شده در سناریوی درگیری اول.



شکل (۱۱): تغییر زاویه بالک در سناریوی درگیری اول.



شکل (۱۲): خطای ردیابی زاویه سمت در سناریوی اول.

۲-۴- مقایسه کارایی روش هدایت جدید با قوانین ناوبری تناسبی و تعقیب پیش‌فاز

در این بخش عملکرد قانون هدایت پیشنهادی با قانون هدایت ناوبری تناسبی محض (PPN) و قانون هدایت تعقیب پیش‌فاز (Lead)، در دو سناریوی درگیری متفاوت مورد مقایسه قرار می‌گیرد. در سناریوی درگیری اول شتاب هدف ثابت و در سناریوی درگیری دوم هدف با شتاب متغیری پرواز می‌کند. دستور شتاب صادر شده توسط قانون هدایت ناوبری تناسبی محض از رابطه‌ی زیر به دست می‌آید [۱]:

$$A_c = \frac{-N r \dot{\sigma}}{\cos(\psi_m - \sigma)} \quad (11)$$

که در آن، ثابت ناوبری N برابر با ۴ در نظر گرفته می‌شود. دستور شتاب صادر شده توسط قانون هدایت تعقیب پیش‌فاز نیز از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۴]:

$$A_c = V_m [k_1 (\psi_m - \psi_{ref}) + k_2 \varepsilon_{radar}] \quad (12)$$

که در آن، ε_{radar} زاویه محور رادار نسبت به خط دید و ψ_{ref} مقدار زاویه سمت رهگیر در لحظه‌ای است که زاویه بین محور رادار و محور طولی رهگیر خیلی کوچک شده است. بهره‌های موجود نیز در محدوده‌های $2 < k_1 < 3$ و $5 < k_2 < 6$ انتخاب می‌شوند.

با توجه به اینکه خودخلبان مورد استفاده در حلقه هدایت از نوع زاویه بوده و قانون هدایت پیشنهادی و دو قانون هدایت مورد استفاده در شبیه‌سازی‌ها دستور شتاب صادر می‌کنند، بنابراین برای به دست آوردن دستور زاویه از دستور شتاب می‌توان از رابطه زیر استفاده نمود [۱۴]:

$$\psi_c = \int \frac{A_c}{V_m} dt \quad (13)$$

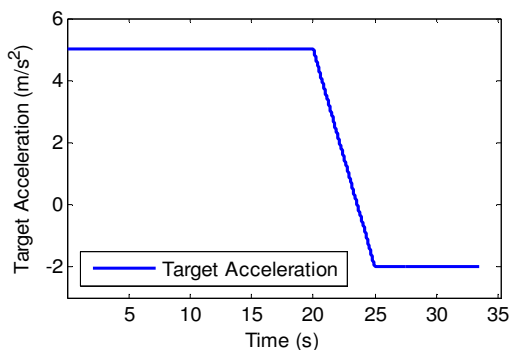
که در آن، ψ_c دستور زاویه سمت و V_m سرعت رهگیر است.

جدول (۲): مشخصات به دست آمده در سناریوی درگیری اول

قانون هدایت	زمان برخورد (s)	انرژی کنترلی
SMG	۳۵/۴	۹۶۷/۵
PPN	۳۵/۹	۱۸۸۰
Lead	۳۷/۳	۴۶۰۰

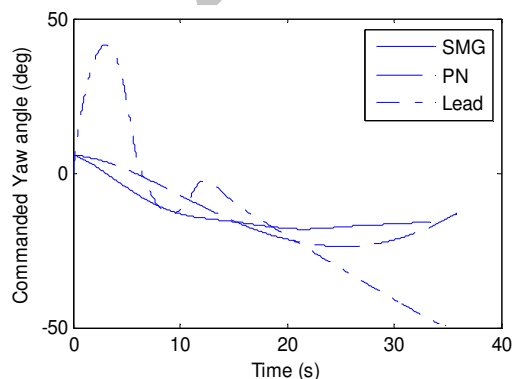
با توجه به مقادیر درج شده در جدول ۲، در قانون هدایت پیشنهادی، رهگیر در مدت زمان کوتاه‌تر با صرف انرژی کمتر نسبت به دو قانون هدایت دیگر با هدف برخورد می‌کند.

سناریوی دوم: در این سناریوی درگیری، هدف مانند شکل ۱۶ دارای مانورهای متغیری است. در کل بیشینه مقدار مانور هدف برابر با ۵ متر بر مجذور ثانیه بوده و α در رابطه‌ی (۱۰) برابر با ۵ در نظر گرفته می‌شود.



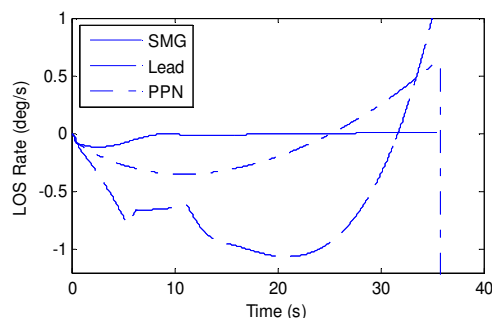
شکل (۱۶): شتاب هدف در سناریوی درگیری دوم.

با توجه به نمودار دستور زاویه صادر شده در شکل ۱۷، در این سناریوی درگیری نیز، قانون هدایت پیشنهادی دستور زاویه همواری داشته و بیشینه اندازه زاویه صادر شده توسط آن کوچک‌تر از دو قانون هدایت دیگر است.



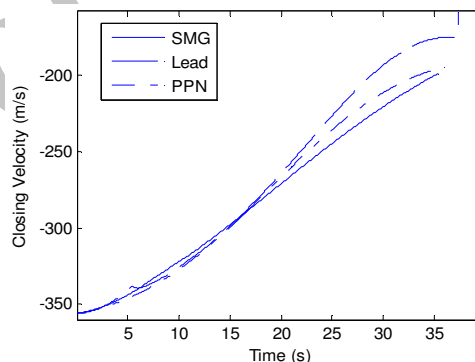
شکل (۱۷): دستور زاویه صادر شده در سناریوی درگیری دوم.

با توجه به نمودار نرخ چرخش خط دید در شکل ۱۳، قانون پیشنهادی، این متغیر را در مدت زمان محدودی به صفر رسانده، اما دو قانون هدایت دیگر توانایی کنترل آن را ندارند.



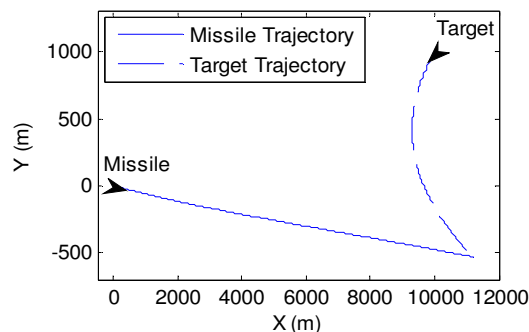
شکل (۱۳): نرخ چرخش خط دید در سناریوی درگیری اول.

نمودار سرعت نزدیک شونده‌ی نیز در شکل ۱۴ رسم شده است. در قانون هدایت پیشنهادی، این متغیر اندازه بزرگ‌تری نسبت به دو قانون هدایت دیگر داشته، بنابراین پایداری آن در مقابل مانورهای هدف بیشتر خواهد بود.



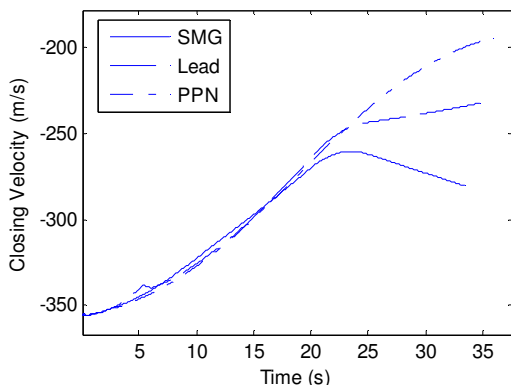
شکل (۱۴): سرعت نزدیک شونده‌ی در سناریوی درگیری اول.

در شکل ۱۵ نیز مسیر برخورد رهگیر با هدف برای قانون هدایت پیشنهادی در سناریوی اول مشاهده می‌شود. با توجه به این شکل، رهگیر قادر به برخورد با اهداف با شتاب ثابت است.



شکل (۱۵): مسیر برخورد رهگیر با هدف برای قانون هدایت پیشنهادی در سناریوی درگیری اول.

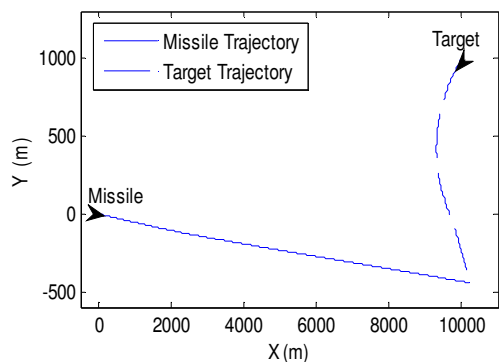
نمودار سرعت نزدیک شونده در شکل ۲۱ رسم شده است.



شکل (۲۱): سرعت نزدیک شونده در سناریوی درگیری دوم.

در قانون هدایت پیشنهادی به دلیل صفر شدن نرخ چرخش خط دید در مدت زمان محدود، از کاهش سرعت نزدیک شونده رهگیر به هدف جلوگیری شده و این متغیر در قانون هدایت پیشنهادی، اندازه بزرگتری نسبت به دو قانون هدایت دیگر دارد. بنابراین رهگیر مدت زمان بیشتری قادر به پرواز بوده و پایداری آن در مقابل مانورهای هدف بیشتر خواهد بود.

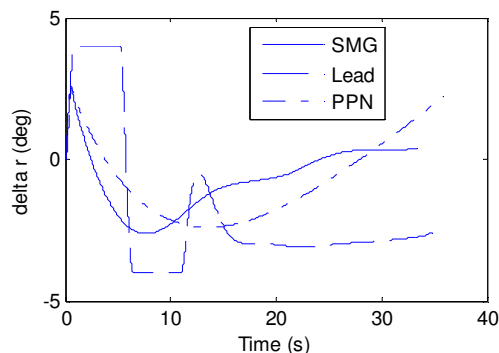
در شکل ۲۲ نیز مسیر برخورد رهگیر با هدف برای قانون هدایت پیشنهادی در سناریوی اول مشاهده می‌شود. با توجه به این شکل، استفاده از قانون هدایت پیشنهادی در فاز نهایی منجر به برخورد با اهداف مانوردار با مانورهای متغیر می‌شود.



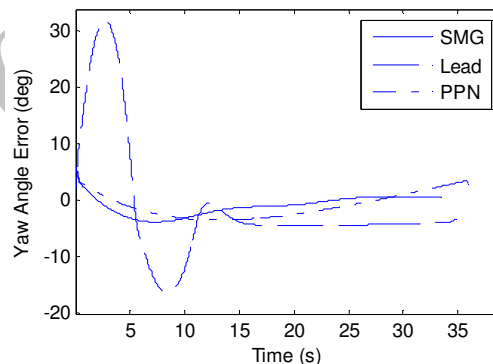
شکل (۲۲): مسیر برخورد رهگیر با هدف برای قانون هدایت پیشنهادی در سناریوی درگیری دوم.

با توجه به جدول ۳، در قانون هدایت پیشنهادی، رهگیر در مدت زمان کوتاه‌تر با صرف انرژی کمتر نسبت به دو قانون هدایت دیگر با هدف برخورد می‌کند.

نمودارهای تغییرات زاویه بالک و خطای ردیابی دستور زاویه در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ رسم شده است. همان‌طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، در قانون هدایت پیشنهادی، تغییرات زاویه بالک سریع‌تر و خطای ردیابی نیز کوچک‌تر از دو قانون هدایت دیگر است. در این سناریوی درگیری، تغییر زاویه بالک در قانون هدایت تعقیب به اشباع می‌رود.

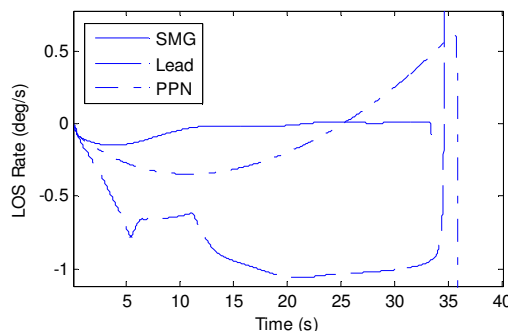


شکل (۱۸): تغییر زاویه بالک در سناریوی درگیری دوم.



شکل (۱۹): خطای ردیابی زاویه اعمال شده در سناریوی دوم.

با توجه به نمودار نرخ چرخش خط دید در شکل ۲۰، قانون هدایت پیشنهادی، این متغیر را در مدت زمان محدودی به صفر رسانده اما دو قانون هدایت دیگر توانایی کنترل آن را ندارند.



شکل (۲۰): نرخ چرخش خط دید در سناریوی درگیری دوم.

متغیر نرخ چرخش خط دید تعریف شده و برای هموارتر شدن دستور زاویه صادر شده از روش تقریب پیوسته استفاده شده است. در شبیه‌سازی قانون هدایت پیشنهادی، دینامیک رهگیر و سیستم کنترل به طور کامل در نظر گرفته شده، بنابراین قانون هدایت پیشنهادی از لحاظ عملی نیز قابل پیاده‌سازی است. در این مقاله، قابلیت تنظیم زمان صفر شدن نرخ چرخش خط دید نیز این امکان را می‌دهد که از تلفات سرعت و افزایش مدت زمان رهگیری جلوگیری شود. در این صورت کارایی قانون هدایت نسبت به ناوبری تناسبی محض برای رهگیری اهداف مانوردار بیشتر است. همچنین با توجه به شبیه‌سازی‌ها، قانون هدایت پیشنهادی قادر به رهگیری اهداف با مانور ثابت و مانور متغیر بوده و انرژی کمتری برای برخورد با هدف مصرف می‌کند.

۶- مراجع

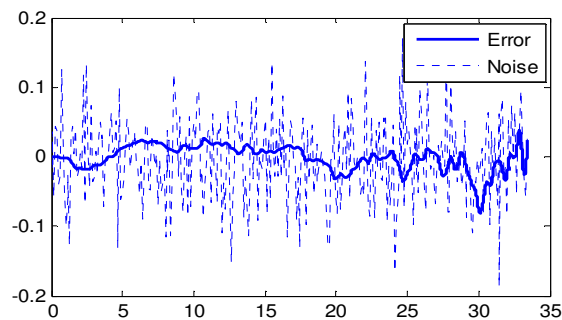
- Zarchan, P. "Tactical and Strategic Missile Guidance", AIAA Series, Vol. 199, pp. 11-28, 2002.
- Moon, J., Kim, K., and Kim, Y. "Design of Missile Guidance Law via Variable Structure Control," J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 24, No. 4, pp. 659 – 664, 2001.
- Lum, K.Y., Xu, J.X., Abidi, K., and Xu, J., "Sliding Mode Guidance Law for Delayed LOS Rate Measurement," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. and Exhibit, Honolulu, Hawaii, 18 - 21 August, 2008.
- Slotine, J.J.E. and Li, W. "Applied Nonlinear Control", Prentice-Hall, pp. 276-309, 1991.
- Khalil, H.K. "Nonlinear Systems," Prentice Hall, pp. 601-617, 1996.
- Behnamgol, V., Mohammadzaman, I., Vali, A.R., Ghahramani, N.A. "Two Point Guidance Law Design Using Sliding Mode Control Theory," First National Avionic Conf., 1390 (In Persian).
- Fridman, L., Moreno, J., and Iriarte, R. "Sliding Modes after the First Decade of the 21st Century," Springer, 2011.
- Shtessel, Y.B., Shkolnikov, I.A., and Levant, A. "Smooth Second-Order Sliding Modes: Missile Guidance Application," Automatica 43, pp. 1470 – 1476, 2007.
- Mohammadzaman, I. and Momeni, H.R., "Guidance Law Design using short time stability Methode," JSST J., Vol. 3, No's. 1-2, pp. 37-44, 2010. (In Persian)
- Zhou, D., Sun, Sh., and Teo, K.L. "Guidance Laws with Finite Time Convergence," J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 32, No. 6, pp. 1838-1846, 2009.
- Behnamgol, V., Mohammadzaman, I., Vali, A.R., Ghahramani, N.A., "Guidance Law Design Using Finite Time Second Order Sliding Mode Control," J. Control, Vol. 5, No. 3, pp. 36-44, 2011 (In Persian).

جدول (۳): مشخصات بدست آمده در سناریوی درگیری دوم

انرژی کنترلی	زمان برخورد (s)	قانون هدایت
۸۵۰	۳۳/۴	SMG
۱۱۴۲	۳۵/۸	PPN
۴۷۸۰	۳۴/۸	Lead

۴-۳- بررسی عملکرد روش هدایت جدید در حضور نویز

در این بخش، عملکرد قانون هدایت پیشنهادی در حضور نویز اندازه‌گیری بررسی می‌شود. با توجه به اینکه قانون هدایت پیشنهادی با استفاده از روش مقاوم کنترل مد لغزشی طراحی شده و نسبت به اغتشاشات محدود (مانور هدف) مقاوم است، بنابراین انتظار می‌رود اثر نویز اندازه‌گیری را نیز کاهش دهد. برای بررسی این مسئله، فرض می‌شود در اندازه‌گیری متغیر نرخ چرخش خط دید توسط جستجوگر، نویز اندازه‌گیری نیز وجود داشته باشد. این نویز اندازه‌گیری و خطای ناشی از آن در شکل ۲۳ رسم شده است. با توجه به این شکل، الگوریتم پیشنهادی اثر نویز را نیز کاهش داده است. انحراف معیار نویز برابر با 0.0034 و انحراف میار خطا 0.00345 است.



شکل (۲۳): نویز و خطای ناشی از آن در نرخ چرخش خط دید.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله با استفاده از تئوری کنترل مد لغزشی، یک قانون هدایت دو نقطه‌ای برای کانال سمت رهگیرهای آشیانه‌یاب طراحی شد. در طراحی این قانون هدایت، مانورهای هدف به عنوان نامعینی فرض شده‌اند که در این صورت نیازی به اندازه‌گیری و یا تخمین این مانورها در حین رهگیری نمی‌باشد. در الگوریتم پیشنهادی برای تولید دستور هدایت از همان متغیرهای مورد نیاز در ناوبری تناسبی محض استفاده می‌شود. بنابراین این قانون هدایت را می‌توان نوع ارتقاء یافته ناوبری تناسبی محض برای مقابله با اهداف مانوردار در نظر گرفت. سطح لغزش مورد استفاده در این روش با استفاده از

- Criterion,” J. Control, Vol. 4, No. 2, pp. 11-19, 2010 (In Persian).
14. Siouris, G.M. “Missile Guidance and Control Systems,” Springer, 2005.
12. Mohammadzaman, I. and Momeni, H.R. “PI Guidance Law Design with Finite Time Convergence,” Aerospace Mech. J., Vol. 7, No. 1, pp. 69-79, 2011 (In Persian).
13. Mohammadzaman, I. and Momeni, H.R. “PI Guidance Law Design Using the Circle