

Integrated Guidance and Control Design by Combining Backstepping and Sliding Mode Control Methods

R. Yavari¹, I. Mohammad-Zaman^{2*} and M. R. Arvan³

1, 2 and 3. Department of Electrical and Electronics Academic Complex, MalekAshtar University of Technology

*Postal Code: 15875-1774, Tehran, IRAN

mohammadzaman@mut.ac.ir

In this paper, a novel integrated guidance and control (IGC) approach is designed using the combination of backstepping and sliding mode control methods. In contrast to the traditional methods combining the kinematic and dynamic equations and deriving a state space model as an integrated unit model, the proposed method designs the guidance and control problem in a single loop. This algorithm is robust with respect to the uncertainties in the target acceleration and missile dynamic model. Simulation results using six-degrees-of-freedom simulation aerodynamic model (6DOF) and three-dimension (3-D) engagement show that the proposed IGC design, with guidance and control dynamic synergism, eventuates interception with the maneuvering target.

Keywords: Integrated guidance and autopilot, Two point homing interception, Sliding mode control, Backstepping control

1. M. Sc.
2. Assistant Professor (Corresponding Author)
3. Associate Professor

طراحی هدایت و کنترل یکپارچه با ترکیب روش‌های کنترل مد لغزشی و گام به عقب

رضا یآوری^۱، ایمان محمدزمان^{۲*} و محمدرضا عاروان^۳

۱، ۲ و ۳- گروه کنترل، مجتمع دانشگاهی برق و الکترونیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*تهران، کدپستی ۱۷۷۴-۱۵۸۷۵

mohammadzaman@mut.ac.ir

در این مقاله، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه با ترکیب روش‌های کنترل مد لغزشی و گام به عقب صورت گرفته است. این روش برخلاف روش‌های سنتی موجود با تلفیق معادلات سینماتیکی و دینامیکی و استخراج یک فضای حالت یکه به صورت مدل‌سازی یکپارچه، با مسئله طراحی هدایت-کنترل به صورت یک تک حلقه برخورد می‌کند. روش فوق در مقابل نامعینی‌های ناشی از مدل دینامیکی رهگیر و شتاب هدف مقاوم است. نتایج شبیه‌سازی در سه بعد با در نظر گرفتن دینامیک شش درجه آزادی نشان می‌دهد که طراحی هدایت و کنترل یکپارچه با هم‌افزایی زیر سیستم‌های هدایت و کنترل منجر به برخورد مناسب با هدف مانوردار می‌شود.

واژه‌های کلیدی: هدایت و کنترل یکپارچه، رهگیری دونقطه‌ای آشیانه‌اب، کنترل مد لغزشی و گام به عقب

| | | علائم و اختصارات | |
|--|---|----------------------------------|---------------------------------------|
| Q | فشار دینامیکی | m | جرم رهگیر |
| c_i^j | تغییر نیروی i نسبت به پارامتر آیرودینامیکی j | V_M | اندازه سرعت رهگیر |
| m_i^j | تغییر گشتاور i نسبت به پارامتر آیرودینامیکی j | I_{xx} | لختی دورانی رهگیر در راستای محور طولی |
| $\Delta_i, \ \Delta_i\ _{\infty}$ | نامعینی و نرم بی‌نهایت آن | I_{yy} | لختی دورانی رهگیر در راستای محور عرضی |
| $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ | انحراف سطوح کنترلی عملگر آیرودینامیک سه بعد | I_{zz} | لختی دورانی رهگیر در راستای محور عمقی |
| α, β | زاویه حمله و سرش جانبی | p, q, r | نرخ غلتش، خمش و گردش |
| $(a_{MR}, a_{M\theta_L}, a_{M\psi_L})$ | مؤلفه‌های شتاب رهگیر در دستگاه خط دید | $(a_{Mx_B}, a_{My_B}, a_{Mz_B})$ | مؤلفه‌های شتاب رهگیر در دستگاه بدنی |
| $(a_{TR}, a_{T\theta_L}, a_{T\psi_L})$ | مؤلفه‌های شتاب هدف در دستگاه خط دید | L, S | طول و سطح مرجع رهگیر |
| θ_L | زاویه خط دید در راستای عرضی | S_1, S_2 | سطوح لغزش |
| ψ_L | زاویه خط دید در راستای عمقی | V_1, V_2, V_3, V_4 | توابع لیاپانوف |
| $\dot{\theta}_L$ | نرخ چرخش خط دید در راستای عرضی | | |
| $\dot{\psi}_L$ | نرخ چرخش خط دید در راستای عمقی | | |
| R, \dot{R} | فاصله رهگیر و هدف و سرعت نسبی بین آن‌ها | | |

۱. کارشناس ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

۳. دانشیار

مقدمه

بالک حلقه درونی ردیابی شود. در مرجع [۷] یک رویکرد کنترل مد لغزشی بدون نیاز به تقریب پیوسته اصلاحی، به دلیل کلیدزنی بیش از حد تلاش کنترلی موجود در مرجع [۶]، استخراج شده است. در مرجع [۸] یک سیستم هدایت و کنترل یکپارچه و جفت کنترلی استفاده شده و از یک رویکرد حلقه داخلی-خارجی برای پیاده‌سازی روش طراحی بهره گرفته است. از طرفی، دینامیک رهگیر استاندارد به‌طور کامل استفاده نشده است و سیگنال ورودی کنترل طراحی شده مناسب نیست. در مرجع [۹]، فاصله از دست‌دهی تلاش صفر به عنوان مرجعی برای تعریف سطح لغزش در نظر گرفته شده است. به اشباع رفتن عملگرها و بحث پایداری مود داخلی و تعداد متغیرهای بسیار زیاد برای محاسبه ورودی کنترل را می‌توان از معایب این مرجع مطرح کرد. از طرفی، استفاده از یک روش ساده طراحی، در نظر گرفتن دینامیک به‌طور کامل، تعمیم هنرمندانه روش‌های خطی و برخورد با خطای از دست‌دهی صفر از مزایای این مقاله است.

در مرجع [۱۰] یک روش هدایت و کنترل یکپارچه بر مبنای روش گام به عقب با تکیه بر تحلیل پایداری لیاپانوف^۵ با تعریف یک تابع انرژی مناسب ارائه شده است. در مرجع [۱۱] طراحی هدایت و کنترل یکپارچه به روش گام به عقب بر پایه روش کنترل مد لغزشی انتگرالی صورت گرفته است. این طراحی در دو بعد برای کانال خمش صورت گرفته است که به علت انتگرالی بودن در مقابل عوامل نامعینی و اغتشاش مقاوم بوده و دارای دامنه سیگنال کنترلی به‌صورت نسبی بالا و نیز همگرایی مجانبی با تکیه بر تعریف نرخ چرخش خط دید در راهبرد هدایت است. از معایب این روش طراحی، تغییرات ابتدایی بالای تلاش کنترلی در قالب انحراف بالک آیرودینامیکی با توجه به شبیه‌سازی انجام شده، است.

در این مقاله، مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی یک جسم پرنده با ترفیق این معادلات و ارائه یک مدل یکپارچه دینامیک و سینماتیک انجام شده است. همچنین، زمینه برای اعمال یک روش طراحی مناسب روش کنترل مد لغزشی، با تکیه بر کنترل گام به عقب برای انتخاب سطح لغزش مناسب، با توجه به طبیعت فضای حالت آن مهیا شده است. جسم پرنده به‌صورت یک رهگیر آشیانه‌یاب بر مبنای ناوبری موازی با کنترل آیرودینامیک گردش با سکان^۶ و مشخصه نداشتن چرخش حول کانال طولی در نظر گرفته می‌شود. همچنین، قانون هدایت و کنترل یکپارچه مد لغزشی زمان محدود با تکیه بر تحلیل پایداری لیاپانوف ارائه شده است. در این روش سطح لغزش به کمک کنترل گام به عقب انتخاب می‌شود و نیازی به دانستن مقدار یا تخمین مانور هدف برای محاسبه ورودی کنترل نیست. در واقع روش طراحی در مقابل نامعینی‌های ناشی از

روش کلاسیک هدایت و کنترل رویکردی است که با زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به‌عنوان دو فرایند جداگانه برخورد می‌کند. روال کار به این صورت است که هدایت به‌عنوان یک حلقه خارجی وظیفه تولید یک مانور مناسب را بر عهده دارد که در نهایت این مانور باید توسط خود خلبان به‌عنوان یک حلقه داخلی ردیابی شود [۱]. با وجود این که روش فوق طی سال‌های زیادی به‌صورت موفق به سیستم‌های هدایت و کنترل رهگیر اعمال شده است اما از آنجا که حلقه‌های هدایت و کنترل در فرکانس‌های متفاوتی عمل می‌کند، باعث ایجاد یک تأخیر ذاتی بین دو حلقه خارجی و داخلی می‌شود. علاوه بر آن، فرایند طراحی سامانه هدایت و کنترل مستلزم صرف زمان زیاد به دلیل تکراری بودن روال رفت و برگشتی بین طراحی زیرسیستم‌های هدایت و کنترل است. به‌گونه‌ای که اگر یک سیستم هدایت و کنترل بهینه مد نظر باشد، طراحی آن به‌صورت جداگانه برای این زیرسیستم‌ها شاید نتواند یک سیستم هدایت و کنترل بهینه را نتیجه دهد [۲-۴].

یک راه‌حل جایگزین که بتواند عملکرد کلی سیستم را با اجتناب از حلقه‌های تکراری بهبود بخشد، آن است که رویکرد طراحی سامانه‌های هدایت و کنترل به‌صورت یکپارچه با هم انجام و در قالب یک حلقه پیاده‌سازی شود. با کاهش فرایند طراحی و هم‌افزایی بین دینامیک‌های هدایت و کنترل در نوع یکپارچه توانایی بالقوه‌ای در بهبود عملکرد در طی فاز نهایی رهگیر و همچنین، به‌دست‌آوردن مقدار قابل قبول فاصله از دست‌دهی ایجاد خواهد شد [۵-۱۱].

در سال‌های اخیر، روش‌های مختلفی به‌منظور طراحی هدایت و کنترل یکپارچه ارائه شده است. از جمله آن‌ها می‌توان به روش‌های کنترل بهینه، کنترل مقاوم و تئوری‌های غیرخطی اشاره کرد. در سالیان اخیر یکی از این روش‌ها استفاده از کنترل مد لغزشی است که از مزیت‌های آن می‌توان به مقاوم بودن در مقابل نامعینی و اغتشاش اشاره کرد. در مرجع [۳] از کنترل مد لغزشی مرتبه اول برای ایجاد یک سیستم هدایت و کنترل یکپارچه برای رهگیرهای آشیانه‌یاب بهره‌گیری شده است. از مزایای این روش می‌توان به مقاوم بودن در مقابل نامعینی و اغتشاش ناشی از شتاب هدف و از معایب آن می‌توان به نوسانی بودن و کلیدزنی بیش از حد ورودی طراحی شده نام برد. در مراجع [۴-۶]، با استفاده از نرخ چرخش خط دید، مشتقات آن، سرعت جانبی در راستای عمود بر خط دید و انتخاب سطوح لغزش براساس آن‌ها، طراحی هدایت و کنترل یکپارچه صورت گرفته است. در این مقالات از رویکرد حلقه داخلی-خارجی استفاده شده که توسط حلقه بیرونی یک فرمان خمش^۴ تولید شده و در نهایت باید با تغییر سطوح

5. Lyapunov

6. STT (Skid To Turn)

4. Pitch

ورودی u صورت گیرد. به عبارت ساده‌تر u نمی‌تواند به صورت مستقیم روی متغیر حالت اول η تأثیر بگذارد، بلکه با دینامیکی که به صورت $\dot{\phi}_c \rightarrow \xi$ ایجاد می‌کند، هدف پایداری η حول صفر را تحقق می‌بخشد. با تعریف سطح لغزش به صورت $S = \xi - \phi_c$ زیر فضای حالت تغییر داده شده و مسئله از حالت طراحی ورودی-خروجی که لازمه آن بررسی شرایط ارضای پایداری داخلی است، به مسئله پایداری s حول صفر توسط ورودی کنترل u تبدیل می‌شود. با طراحی ورودی کنترل زمان محدود، طی زمانی محدود $\xi = \phi(\eta, t_f)$ خواهد شد و ارضای شرایط باعث پایداری η حول همسایگی صفر می‌شود؛ که این همان هدف حل مسئله است. به عبارت دیگر، یک مسئله طراحی ورودی-خروجی با n متغیر حالت می‌تواند به یک طراحی مرتبه اول به کمک کنترل مد لغزشی به صورت زیر تبدیل شود [۱۳]:

$$\dot{s} = f_a(\eta, \xi) + G_a(\eta, \xi)[u + \delta_\xi(\eta, \xi, u)] - \frac{\partial \phi}{\partial \eta}[f_1(\eta, \phi(\eta)) + \delta_\eta(\eta, \phi(\eta))] \quad (2)$$

که در معادله بالا داریم:

$$S = \xi - \phi_c \Rightarrow \xi(t) = \phi(\eta); t \geq t_f \quad (3)$$

حال می‌توان قانون کنترلی به صورت زیر ارائه کرد [۱۵]:

$$u = u_{eq} + G_a(\eta, \xi)^{-1}v; u_{eq} = G_a^{-1}[-f_a + \frac{\partial \phi}{\partial \eta}f_1] \quad (4)$$

در نهایت با قراردادن قانون کنترل (۴) طراحی سیستم به یک طراحی مرتبه اول استاندارد برای اعمال کنترل مد لغزش با جزئیات زیر تبدیل شده است:

$$\begin{aligned} \dot{s} &= v + \Delta(\eta, \xi, v) \\ \Delta(\eta, \xi, v) &= G_a(\eta, \xi) [\delta_\xi(\eta, \xi, u_{eq}) + \\ &G_a(\eta, \xi)^{-1}v] - \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \delta_\eta(\eta, \phi(\eta)) \end{aligned} \quad (5)$$

که در آن داریم [۱۳ و ۱۴]:

$$V = \frac{1}{2}s^2 \rightarrow \dot{V} = s\dot{s} < 0 \quad (6)$$

$$\dot{V} = sv + s\Delta(\eta, \xi, v) \Rightarrow v = -K(\eta, \xi) \operatorname{sgn}(s)$$

که در این جا تعیین $K(\eta, \xi)$ به حدود نامعینی و مشخصه آن برمی‌گردد و sgn تابع علامت در ریاضی است که برای پوشش دادن بحث وز- و γ و ناپیوستگی در صفر می‌تواند با تابع اشباع جایگزین شود. یکی از کاندیدهای ϕ_c استفاده از تئوری کنترل گام

مانور هدف و نیز مدل آیرودینامیک رهگیر مقاوم است. با توجه به ماهیت زمان محدود درگیری رهگیر و هدف در این طراحی از روشی با همگرایی زمان محدود بهره برده [۱۲] و در قانون کنترل ملاحظات عملی در نظر گرفته شده است. یکی از ملاحظات عملی، عدم استفاده از مشتقات مرتبه بالای نرخ چرخش خط دید در قانون هدایت است که به وسیله حسگرها قابل اندازه‌گیری نیست. ضرایب آیرودینامیکی رهگیر همراه با نامعینی استفاده می‌شود و اثر خطای ناشی از آن‌ها با انجام شبیه‌سازی مورد بررسی می‌گیرد.

مطالب ارائه شده در این مقاله در ادامه سازماندهی شده است. در بخش دوم، مفاهیم ریاضی و فرمول‌نویسی و تعاریف و راهبرد طراحی ارائه شده است. در بخش سوم، به مدل‌سازی سینماتیکی یک رهگیر و هدف در صفحه سه‌بعدی پرداخته شده است. در ادامه در بخش چهارم با بیان مدل دینامیکی شش درجه آزادی رهگیر، یک مدل یکپارچه برای طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه استخراج شده است. سپس، در بخش پنجم طراحی سیستم هدایت و کنترل به صورت یکپارچه با تکیه بر اصل ثابت ماندن زاویه خط دید، که نوآوری اصلی این مقاله است، آورده می‌شود. در بخش ششم، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها در درگیری سه بعدی و مقایسه نتایج آن با یکی از مراجع اخیر آورده می‌شود و بخش پایانی مقاله به نتیجه‌گیری اختصاص دارد.

بیان تعریف‌ها و قضیه‌های ریاضی راهبرد طراحی

یک مدل فضای حالت را به شکل استاندارد مطابق رابطه (۱) در نظر بگیریم [۱۳، ۱۴]:

$$\dot{\eta} = f_1(\eta, \xi) + \delta_\eta(\eta, \xi) \quad (1)$$

$$\dot{\xi} = f_a(\eta, \xi) + G_a(\eta, \xi)[u + \delta_\xi(\eta, \xi, u)]$$

که در آن $u, (\eta, \xi), \delta_\xi(\eta, \xi, u)$ به ترتیب ورودی کنترل، متغیرهای حالت و نامعینی تطبیق یافته و δ_η نامعینی تطبیق نیافته است. توجه کنید که $\delta_\xi(\eta, \xi, u)$ شرایط تطبیق را ارضا می‌کند و بنابراین بر سیستم همان تأثیری را دارد که ورودی کنترل u می‌گذارد و همچنین $f_1, f_a, G_a \neq 0$ توابعی به صورت تکه‌ای پیوسته از متغیرهای فضای حالت هستند.

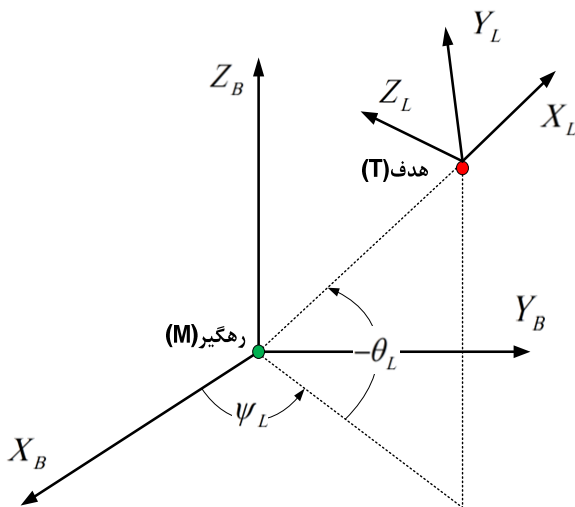
فرض نماییم هدف، پایداری متغیر حالت η حول نقطه تعادل صفر به کمک ورودی کنترل u باشد. این کار باید با در نظر گرفتن پایداری داخلی طی یک سری مراحل تو در تو و گام به عقب با رفتار مناسب متغیرهای حالت دیگر به صورت $\dot{\phi}_c \rightarrow \xi$ توسط

مدل سازی

در این قسمت برای پیاده سازی روش هدایت و کنترل یکپارچه درگیری دو نقطه ای، یک رهگیر آشیانه یاب در نظر گرفته می شود. ابتدا مدل سینماتیکی درگیری رهگیر با هدف و سپس مدل دینامیکی گردش با سکان با متغیرهای فضای حالت زاویه حمله^۸، زاویه سرش جانبی^۹ و نرخ خمش^{۱۰}، گردش^{۱۱} و نیز خروجی های شتاب کانال ها در دستگاه بدنی در نظر گرفته شده است. در نهایت با تلفیق معادلات سینماتیک درگیری رهگیر و هدف با دینامیک رهگیر دارای کنترل آیرودینامیکی مدل استاندارد یکپارچه ای برای طراحی سامانه هدایت و کنترل رهگیر مهیا می شود.

مدل سازی سینماتیکی

در شکل (۱) نمایی از درگیری سه بعدی جسم پرنده و هدف به تصویر کشیده شده است. مطابق با مراجع [۱۸، ۱۹] سه دستگاه کارتزین اینرسی $\{X_I Y_I Z_I\}$ ، بدنی $\{X_B Y_B Z_B\}$ ، و خط دید $\{X_L Y_L Z_L\}$ به گونه ای صحیح تعریف می شوند.



شکل ۱- نمایی از هندسه درگیری دو نقطه ای رهگیر و هدف

نمادهای M و T به ترتیب بیان گر رهگیر و هدف هستند. به کمک قانون کریولیس در مورد هندسه درگیری دو نقطه ای در یک فضای سه بعدی و در فاز نهایی می توان رابطه (۱۱) را نوشت [۲۰]. در مجموعه روابط (۱۱) مؤلفه های شتاب رهگیر و هدف در راستای مؤلفه های یکجه ($\hat{e}_R, \hat{e}_{\theta_L}, \hat{e}_{\psi_L}$) در دستگاه خط دید و زوایای خط دید با دو مؤلفه θ_L, ψ_L بیان شده اند.

به عقب است. طراحی ورودی کنترل u توسط کنترل مد لغزشی با رضای شرایط پایداری به کمک تابع شبه انرژی لیاپانوف و با اثبات پایداری زمان محدود صورت گرفته است.

تعریف ۱: سیستم غیرخطی زیر را در نظر بگیرید [۱۶]:

$$\dot{x}(t) = f(x, t), f(0, t) = 0, x \in \mathcal{R}^n \quad (7)$$

که در آن $f: U_0 \times R \rightarrow R^n$ در یک همسایگی باز $U_0 \times R$ از مبدأ پیوسته است. نقطه تعادل $x = 0$ پایدار زمان محدود محلی است اگر:

(الف) در همسایگی باز $U \subseteq U_0$ از مبدأ پایدار مجانبی باشد.

(ب) در U همگرایی زمان محدود باشد، بدین معنا که برای هر حالت اولیه $x_0 \in U / \{0\}$ یک زمان نشست وابسته به شرایط اولیه x_0 به صورت $T > 0$ وجود داشته باشد. به طوری که، هر پاسخ سیستم (۷) که با $x(t) = v(t, x_0) \in U / \{0\}$ نشان داده می شود دارای شرایط زیر باشد:

$$\begin{cases} \lim_{t \rightarrow T(x_0)} v(t, x_0) = 0, & t \in [0, T(x_0)] \\ v(t, x_0) = 0, & t \geq T(x_0) \end{cases} \quad (8)$$

علاوه بر این، اگر $U = R^n$ باشد آنگاه مبدأ یک نقطه تعادل پایدار زمان محدود فراگیر است.

قضیه ۱: سیستم غیرخطی توصیف شده با معادله (۷) را در نظر بگیرید. فرض کنید که یک تابع C^1 (به طور پیوسته مشتق پذیر) به صورت $V(x, t)$ تعریف شده در یک همسایگی $\hat{U} \subset R^n$ از مبدأ و اعداد حقیقی $0 < \gamma < 1$ و $k > 0$ وجود دارند. به طوری که، در \hat{U} $V(x, t) + kV^\gamma(x, t) \leq 0$ مثبت معین و \hat{U} برقرار باشد، آنگاه مبدأ نقطه تعادل زمان محدود برای سیستم (۷) است. برای زمان نشست T در طراحی زمان محدود می توان نوشت [۱۷]:

$$\dot{V}(x, t) \leq -kV^\gamma(x, t) \Rightarrow T \leq \frac{V^{1-\gamma}(x_0, 0)}{k(1-\gamma)} \quad (9)$$

لم ۱: برای $a \in R, b \in R$ ناتساوی مثلث به صورت زیر برقرار است [۱۷]:

$$\sqrt{a^2 + b^2} \leq |a| + |b| \quad (10)$$

8. Angle of Attack
9. Angle of Sideslip
10. Pitch Rate
11. Yaw Rate

با توجه به مقدار کوچک جمله‌های شامل انحراف سطح‌های عملگر آیرودینامیک (δ_z, δ_y) در سطر (β, α) فضای حالت و با صرف نظر از آن‌ها در مقابل مؤلفه زاویه حمله و سرش جانبی، معادله‌های شتاب تولید شده در دستگاه بدنی با فرض پایداری کانال غلتش ۱۲ به همراه فضای حالت متشکل از r, q, β, α در دو راستای YB و ZB جسم پرنده، به صورت زیر مدل شده است [۲۴]:

$$\begin{aligned} a_{M_{y_B}} &= \frac{QS}{m} c_y^\beta \beta + \Delta_{y_B}; c_y^\beta \gg c_y^\alpha, c_y^{\delta_z} \\ a_{M_{z_B}} &= \frac{QS}{m} c_z^\alpha \alpha + \Delta_{z_B}; c_z^\alpha \gg c_z^\beta, c_z^{\delta_z} \\ \dot{\alpha} &= -\frac{QSc_z^\alpha}{mV_M} \alpha + q + \Delta_\alpha; c_z^\alpha \gg c_z^{\delta_z} \\ \dot{\beta} &= -\frac{QSc_y^\beta}{mV_M} \beta + r + \Delta_\beta; c_y^\beta \gg c_y^{\delta_z} \\ \dot{q} &= \frac{QSLm_y^\alpha \alpha}{I_{yy}} + \frac{QSLm_y^{\delta_z} \delta_z}{I_{yy}} + \Delta_q \\ \dot{r} &= \frac{QSLm_z^\beta \beta}{I_{zz}} + \frac{QSLm_z^{\delta_y} \delta_y}{I_{zz}} + \Delta_r \end{aligned} \quad (13)$$

که این معادلات به صورت خطی با ضرایب متغیر با پارامتر جدول‌بندی شده با نامعینی Δ_i در آن سطر از معادله بیان شده‌اند. شایان ذکر است که شتاب هدف دارای دینامیک مرتبه اول پایدار با یک ثابت زمانی معین و دارای مقدار و نرخ زمانی محدود بوده و به صورت نامعینی در نظر گرفته می‌شود. همچنین، از دینامیک و نویز سنسورهای سیستم کنترل و جستجوگر در مدل‌سازی صرف نظر شده است.

مدل‌سازی یکپارچه دینامیک و سینماتیک

با توجه به اصل خط دید ثابت در رهگیری دو نقطه‌ای، مدل یکپارچه سامانه با تلفیق معادلات سینماتیک و دینامیک به صورت رابطه (۱۴) ارائه می‌شود.

در رابطه (۱۴) ماتریس دوران از دستگاه بدنی به خط دید به منظور انتقال مؤلفه‌های شتاب رهگیر آیرودینامیک به دستگاه

$$\begin{aligned} \ddot{R} - R\dot{\theta}_L^2 - r\dot{\psi}_L^2 \cos^2(\theta_L) &= a_{TR} - a_{MR} = a_R \\ R\ddot{\theta}_L + 2\dot{R}\dot{\theta}_L + R\dot{\psi}_L^2 \sin(\theta_L)\cos(\theta_L) &= -(a_{T\theta_L} - a_{M\theta_L}) = a_{\theta_L} \\ R\dot{\psi}_L \cos(\theta_L) + 2\dot{R}\dot{\psi}_L \cos(\theta_L) - 2R\dot{\theta}_L\dot{\psi}_L \sin(\theta_L) &= a_{T\psi_L} - a_{M\psi_L} = a_{\psi_L} \\ R &= \sqrt{(x_T - x_M)^2 + (y_T - y_M)^2 + (z_T - z_M)^2} \end{aligned} \quad (11)$$

مدل‌سازی دینامیکی

مدل فضای حالت یک رهگیر مدل با عملگر آیرودینامیک با توجه به مراجع مختلف شبیه‌سازی شش درجه آزادی [۲۱-۲۴] در کانال خمش و گردش می‌تواند به صورت غیرخطی ارائه شود و یا با ضرایب حاصل از تونل باد و متغیرهای جدول‌بندی یک مدل خطی نامی همراه با نامعینی باشد. روش مقاله حاضر، مدل‌سازی دینامیکی آیرودینامیک خطی نامی همراه با نامعینی است. در زیر معادلات شش درجه آزادی نیروها و گشتاورهای رهگیر آیرودینامیک در دستگاه بدنی آورده شده است:

$$\begin{cases} F_x = ma_{M_{x_B}} \\ F_y = ma_{M_{y_B}} \\ F_z = ma_{M_{z_B}} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} a_{M_{x_B}} = \frac{QS}{m} (c_{x_0} + c_x^\alpha |\alpha| + c_x^\beta |\beta| + c_x^{\alpha\beta} |\alpha\beta| + c_x^{\delta_x} |\delta_x| + c_x^{\delta_y} |\delta_y| + c_x^{\delta_z} |\delta_z|) \\ a_{M_{y_B}} = \frac{QS}{m} (c_y^\alpha \alpha + c_y^\beta \beta + c_y^{\delta_y} \delta_y) \\ a_{M_{z_B}} = \frac{QS}{m} (c_z^\alpha \alpha + c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_z} \delta_z) \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} M_x = I_{xx} \dot{p} + (I_{yy} - I_{zz}) q\dot{r} \\ M_y = I_{yy} \dot{q} - (I_{zz} - I_{xx}) p\dot{r} \\ M_z = I_{zz} \dot{r} - (I_{xx} - I_{yy}) q\dot{p} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} M_x = QSL (m_x^\alpha \alpha + m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_x} \delta_x) \\ M_y = QSL (m_y^\alpha \alpha + m_y^{\delta_z} \delta_z) \\ M_z = QSL (m_z^\beta \beta + m_z^{\delta_y} \delta_y) \end{cases}$$

خط دید (به منظور برقراری ارتباط بین معادلات سینماتیک و دینامیک رهگیر) است. برای صفر نمودن نرخ چرخش خط دید توسط طراحی بردار دوتایی قانون کنترل فرض $s_1 = q - q_c, s_2 = r - r_c$ انجام شده است. برای صفر نمودن $k_i = 2^{-\gamma} k; i=1, \dots, 6$ وجود دارد و از طرفی طراحی در مقابل نامعینی و اغتشاش مقاوم است. از این رو، بردار سطح لغزش $\bar{S} = [s_1, s_2]^T$ با توجه به تابع لیاپانوف موجود در رابطه (۶) و با ارضای شرایط زمان محدود بودن طبق رابطه (۹) و نیز با استفاده از لم ۱ باید صفر گردد. با مقادیر مناسب در نظر گرفته شده برای ورودی‌های کنترل و دینامیک‌های مطلوب گفته شده با اثبات زمان محدود طراحی می‌توان رابطه (۱۶) را نوشت:

$$\dot{V} = -k_1 |\omega_y|^{2\gamma} - k_2 |\omega_z|^{2\gamma} - k_3 |\alpha - \alpha_c|^{2\gamma} - k_4 |\beta - \beta_c|^{2\gamma} - k_5 |s_1|^{2\gamma} - k_6 |s_2|^{2\gamma} \Rightarrow \dot{V} \leq -k(V)^\gamma \quad (16)$$

که با بسط مشتق تابع انرژی لیاپانوف (با خودداری از آوردن آن به دلیل حجیم بودن عملیات جبری)، پارامترهای طراحی زمان محدود کنترل مد لغزشی به دست می‌آید. با توجه به تئوری کنترل مد لغزشی انتگرالی نیز می‌توان طراحی هدایت و کنترل یکپارچه را به صورت رابطه (۱۷) انجام داد [۲۷-۲۵]:

$$s(x; t) = g(x) - z(t);$$

$$s(x, t) \in \mathfrak{R}^m; g(x) = \begin{bmatrix} q - q_c \\ r - r_c \end{bmatrix}$$

$$t_0 = 0, g(x_0) = \begin{bmatrix} q(0) - q_c(0) \\ r(0) - r_c(0) \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$z(t) = g(x_0) + \int_{t_0}^t G(x) [f(x, t) + B(x)u_0(x, t)] d\tau;$$

$$G(x) = \frac{\partial g(x)}{\partial x} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, B(x) = \begin{bmatrix} \frac{QSLm_y^{\delta_z}}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & \frac{QSLm_z^{\delta_y}}{I_{zz}} \end{bmatrix},$$

$$f(x) = \begin{bmatrix} \frac{QSLm_y^{\alpha}}{I_{yy}} \\ \frac{QSLm_z^{\beta}}{I_{zz}} \end{bmatrix}$$

ورودی‌های کنترل در حالت اول مانند رابطه (۱۸) بیان می‌شود.

در این رابطه، ضریب k بزرگ‌تر مساوی نرم بی‌نهایت باند نامعینی کلی $k_i \geq |\Lambda_i|_\infty$ (با در نظر گرفتن مشتق تابع انرژی لیاپانوف) است.

خط دید (به منظور برقراری ارتباط بین معادلات سینماتیک و دینامیک رهگیر) است.

$$\begin{cases} \ddot{\psi}_L = -\frac{2R\dot{\psi}_L}{R} + \frac{2R\dot{\theta}_L \dot{\psi}_L \sin(\theta_L)}{\cos(\theta_L)} - \frac{1}{R \cos(\theta_L)} C_{\psi_L} \frac{QS}{m} c_y^\beta \beta + \Delta \psi_L \\ \ddot{\theta}_L = -\frac{2R\dot{\theta}_L}{R} - \dot{\psi}_L^2 \sin(\theta_L) \cos(\theta_L) + \frac{1}{R} C_{\theta_L} \frac{QS}{m} c_z^\alpha \alpha + \Delta \theta_L \\ \dot{\alpha} = -\frac{QSc_z^\alpha}{mV_M} \alpha + q + \Delta \alpha \\ \dot{\beta} = -\frac{QSc_y^\beta}{mV_M} \beta + r + \Delta \beta \\ \dot{q} = \frac{QSLm_y^\alpha \alpha}{I_{yy}} + \frac{QSLm_y^{\delta_z} \delta_z}{I_{yy}} + \Delta q \\ \dot{r} = \frac{QSLm_z^\beta \beta}{I_{zz}} + \frac{QSLm_z^{\delta_y} \delta_y}{I_{zz}} + \Delta r \\ {}^L \bar{a}_M = \frac{L}{B} C^B \bar{a}_M = {}^L R_{X'Y'Z'}(\theta_L = 0, \theta_L, \psi_L) {}^B \bar{a}_M \end{cases} \quad (14)$$

$$\begin{cases} C_{\psi_L} = \cos(\psi_L), \dots \\ S_{\psi_L} = \sin(\psi_L), \dots \end{cases} \Rightarrow {}^L C = \begin{bmatrix} C_{\psi_L} C_{\theta_L} & S_{\psi_L} C_{\theta_L} & -S_{\theta_L} \\ -S_{\psi_L} & C_{\psi_L} & 0 \\ C_{\psi_L} S_{\theta_L} & S_{\psi_L} S_{\theta_L} & C_{\theta_L} \end{bmatrix}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} a_M \psi_L = C_{\psi_L} a_{My_B} + \Delta a_M \psi_L \\ a_M \theta_L = C_{\theta_L} a_{Mz_B} + \Delta a_M \theta_L \end{cases}$$

طراحی هدایت و کنترل یکپارچه

با توجه به نکاتی که گفته شد، قانون هدایت و کنترل یکپارچه براساس اصل ثابت ماندن خط دید طراحی می‌شود. کاندیدهای تابع شبه انرژی به کمک مقادیر مطلوب α_c, β_c, q_c و r_c با تکیه بر کنترل گام به عقب در رابطه (۱۵) ارائه شده است:

$$V_1 = \frac{1}{2} \eta_1^2 \rightarrow \dot{V}_1 < 0 \Rightarrow \alpha_c$$

$$V_3 = \frac{1}{2} (\eta_1^2 + \eta_3^2) \rightarrow \dot{V}_3 < 0 \Rightarrow q_c$$

$$V_2 = \frac{1}{2} \eta_2^2 \rightarrow \dot{V}_2 < 0 \Rightarrow \beta_c$$

$$V_4 = \frac{1}{2} (\eta_2^2 + \eta_4^2) \rightarrow \dot{V}_4 < 0 \Rightarrow r_c$$

$$(15)$$

که در این معادلات تعریف متغیرها به صورت $\eta_2 = \dot{\psi}_L, \eta_1 = \dot{\theta}_L$ و همچنین سطح لغزش به صورت $\eta_4 = \beta - \beta_c, \eta_3 = \alpha - \alpha_c$

جدول ۱- مقادیر عددی شرایط اولیه با توجه به سناریوی شبیه‌سازی

| نام | مقدار اولیه | نام | مقدار اولیه |
|-------------|--------------------------|--------------|--------------------------------|
| $x_t(0)$ | $[3000 \ 0 \ 300]^T \ m$ | $V_t(0)$ | $[30 \ 0 \ 40]^T \ /s$ |
| $x_m(0)$ | $[0 \ 3000 \ 0]^T \ m$ | $Vm(0)$ | $200 \ m/s$ |
| $\theta(0)$ | $0.01 \ rad$ | $\varphi(0)$ | $0 \ rad$ |
| $\psi_v(0)$ | $-0.01 \ rad$ | $\psi(0)$ | $0.01 \ rad$ |
| $p(0)$ | $0.1 \ rad/s$ | $q(0)$ | $0.1 \ rad/s$ |
| $r(0)$ | $0.1 \ rad/s$ | k_i | $0.1; i=1,2,3,4$ $8; i=5,6$ |

جدول ۲- مقادیر عددی ضرایب آیرودینامیک سناریوی شبیه‌سازی

| نام | مقدار | نام | مقدار |
|-------------------------------|----------------------|-------------------------------|----------------------|
| $m(kg)$ | $1200(1 + 0.1N_T)$ | $c_{x0}(N/rad)$ | $0.32(1 + 0.2N_T)$ |
| $P(N/m^2)$ | $3500(1 + 0.1N_T)$ | $c_x^\alpha(N/rad)$ | $0.21(1 + 0.2N_T)$ |
| $I_{xx}(kg.m^2)$ | $100(1 + 0.1N_T)$ | $c_x^\beta(N/rad)$ | $0.19(1 + 0.2N_T)$ |
| $I_{yy}(kg.m^2)$ | $5700(1 + 0.1N_T)$ | $c_x^{\delta_x}(N/rad)$ | $0.06(1 + 0.2N_T)$ |
| $I_{zz}(kg.m^2)$ | $5600(1 + 0.1N_T)$ | $c_x^{\delta_z}(N/rad)$ | $0.05(1 + 0.2N_T)$ |
| $S(m^2)$ | $0.42(1 + 0.1N_T)$ | $c_x^{\alpha\beta}(N/rad^2)$ | $25.38(1 + 0.2N_T)$ |
| $L(m)$ | $0.68(1 + 0.1N_T)$ | $c_y^\alpha(N/rad)$ | $57.16(1 + 0.2N_T)$ |
| $m_x^{\delta_x}$ (N.m/rad) | $2.12(1 + 0.2N_T)$ | $c_y^{\delta_y}(N/rad)$ | $5.74(1 + 0.2N_T)$ |
| m_x^α (N.m/rad) | $0.46(1 + 0.2N_T)$ | $c_y^\beta(N/rad)$ | $-0.08(1 + 0.2N_T)$ |
| m_x^β (N.m/rad) | $-0.37(1 + 0.2N_T)$ | $c_z^\beta(N/rad)$ | $-56.31(1 + 0.2N_T)$ |
| m_z^α (N.m/rad) | $-28.16(1 + 0.2N_T)$ | $c_z^{\delta_y}(N/rad)$ | $-5.62(1 + 0.2N_T)$ |
| $m_z^{\delta_z}$ (N.m/rad) | $-27.92(1 + 0.2N_T)$ | $c_z^\alpha(N/rad)$ | $0.09(1 + 0.2N_T)$ |
| m_y^β (N.m/rad) | $-27.31(1 + 0.2N_T)$ | $m_y^{\delta_y}$ (N.m/rad) | $-26.57(1 + 0.2N_T)$ |

با فرض $N(0,1)$ به صورت یک عدد با توزیع نرمال میانگین صفر و انحراف معیار ۱ می‌توان عددی تصادفی بین ۱ و -۱ با عنوان N_T را به صورت زیر تولید نمود:

$$N_T = \begin{cases} -1 & ; \text{if } \frac{1}{3}N(0,1) < -1 \\ \frac{1}{3}N(0,1) & ; \text{if } -1 < \frac{1}{3}N(0,1) < 1 \\ 1 & ; \text{if } \frac{1}{3}N(0,1) > 1 \end{cases} \quad (12)$$

ورودی کنترل در طراحی کنترل مد لغزشی انتگرالی نیز

به صورت رابطه (۱۹) است.

$$\begin{cases} \delta_y = \frac{I_{zz}}{QSLm_z^{\delta_y}} (\dot{r}_c - \frac{QSLm_z^\beta \beta}{I_{zz}} - (\beta - \beta_c) - k_5 |s_1|^{2\gamma-1} \text{sgn}(s_1)) \\ \delta_z = \frac{I_{yy}}{QSLm_y^{\delta_z}} (\dot{q}_c - \frac{QSLm_y^\alpha \alpha}{I_{yy}} - (\alpha - \alpha_c) - k_6 |s_2|^{2\gamma-1} \text{sgn}(s_2)) \\ \alpha_c = \frac{mR}{QSC_{\theta_L} c_z^\alpha} (\frac{2R\dot{\theta}_L}{R} + \psi_L^2 \sin(\theta_L) \cos(\theta_L) - k_1 |\dot{\theta}_L|^{2\gamma-1} \text{sgn}(\dot{\theta}_L)) \\ \beta_c = \frac{mRC_{\theta_L}}{QSC_{\psi_L} c_y^\beta} (2\dot{\psi}_L \dot{\theta}_L T_{\theta_L} - \frac{2R\dot{\psi}_L}{R} + k_2 |\dot{\psi}_L|^{2\gamma-1} \text{sgn}(\dot{\psi}_L)) \\ q_c = \dot{\alpha}_c + \frac{QSC_{\alpha_c}^\alpha}{mV_M} \alpha - \frac{QSC_{\theta_L} c_z^\alpha}{mR} \dot{\theta}_L - k_3 |\alpha - \alpha_c|^{2\gamma-1} \text{sgn}(\alpha - \alpha_c) \\ r_c = \dot{\beta}_c + \frac{QSC_{\psi_L} c_y^\beta}{mRC_{\theta_L}} \dot{\psi}_L + \frac{QSC_{\psi_L} c_y^\beta}{mR} \beta - k_4 |\beta - \beta_c|^{2\gamma-1} \text{sgn}(\beta - \beta_c) \end{cases} \quad (18)$$

$$\begin{cases} \delta_y = \frac{I_{zz}}{QSLm_z^{\delta_y}} (\dot{r}_c - \frac{QSLm_z^\beta \beta}{I_{zz}} - (\beta - \beta_c) - k_7 |q - q_c|^{2\gamma-1} \text{sign}(q - q_c) - k_5 |s_{py}|^{2\gamma-1} \text{sign}(s_{py})) \\ \delta_z = \frac{I_{yy}}{QSLm_y^{\delta_z}} (\dot{q}_c - \frac{QSLm_y^\alpha \alpha}{I_{yy}} - (\alpha - \alpha_c) - k_8 |r - r_c|^{2\gamma-1} \text{sign}(r - r_c) - k_6 |s_{pz}|^{2\gamma-1} \text{sign}(s_{pz})) \end{cases} \quad (19)$$

که سطح‌های لغزش از دو بخش تناسبی و انتگرالی

به صورت مقابل تشکیل شده است:

$$s_{pl} = [s_{py}, s_{pz}]^T$$

$$s_{pl} = \begin{bmatrix} (q - q_c) - (q(0) - q_c(0)) + \int_{t_0}^t (k_7 |q - q_c|^{2\gamma-1} \text{sgn}(q - q_c)) dt \\ (r - r_c) - (r(0) - r_c(0)) + \int_{t_0}^t (k_8 |r - r_c|^{2\gamma-1} \text{sgn}(r - r_c)) dt \end{bmatrix} \quad (20)$$

با بالاتر بودن سرعت رهگیر نسبت به هدف بخش‌های

C_{ψ_L}, C_{θ_L} در کسر معادله اول طراحی عاملی غیر صفر و عامل

تکنیکی نیستند [۲۵]. همچنین سرعت نسبی هدف و رهگیر V_r

برای برخورد منفی و به صورت یک دینامیکی پایدار فرض شده

است. به لحاظ تئوری انتظار می‌رود با طراحی (۲۰) سطح تلاش

کنترلی به صورت انحراف سطوح بالک‌های آیرودینامیک در حالت

کنترل مد لغزشی انتگرالی نسبت به حالت معمول (۱۸) در عین

برخورد با دقت بالاتر نسبت به طراحی قبلی افزایش یابد.

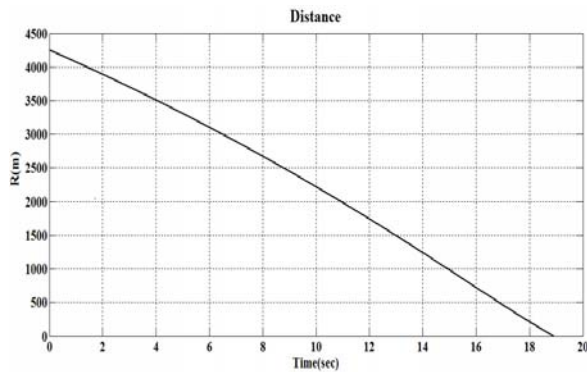
نتایج شبیه‌سازی

در جدول (۱) شرایط اولیه سناریوی پروازی و در جدول (۲) ضرایب

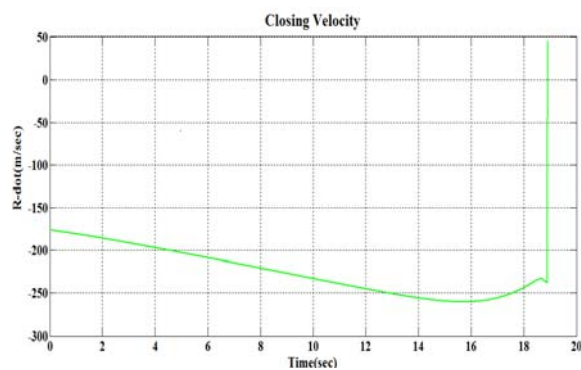
آیرودینامیک رهگیر با استفاده از اطلاعات مرجع [۲۴] آورده شده و

نتایج به صورت نمودارهایی برای ارزیابی عملکرد هدایت و کنترل

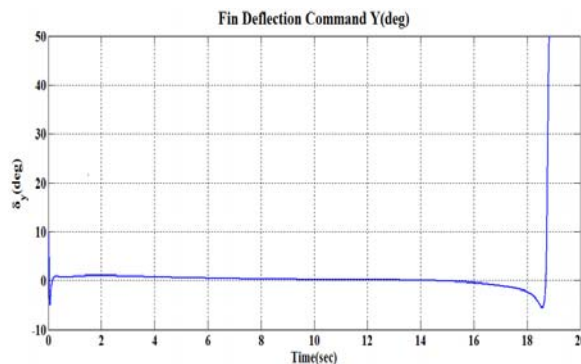
یکپارچه به تصویر در آمده است.



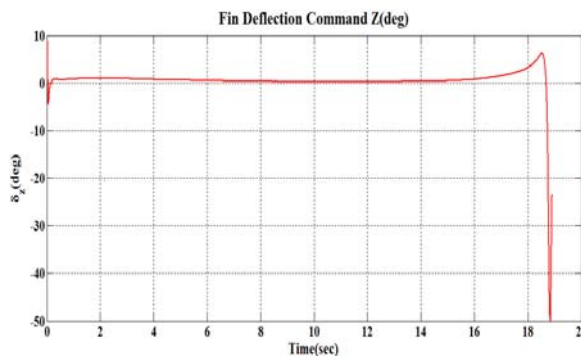
شکل ۲- نمودار درگیری رهگیر و هدف



شکل ۳- نمودار فاصله نسبی رهگیر و هدف



شکل ۴- نمودار سرعت نزدیک‌شوندگی رهگیر و هدف

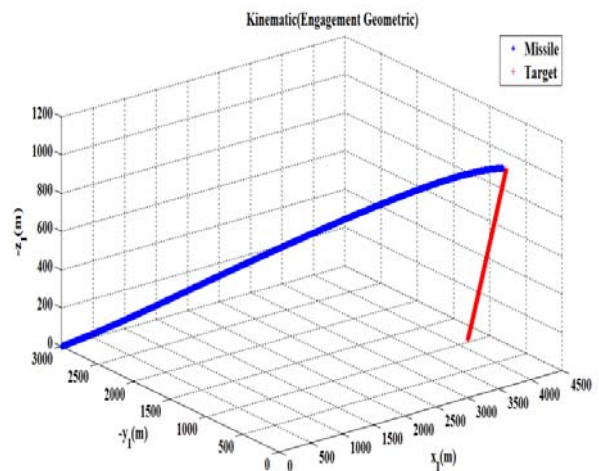


شکل ۵- نمودار انحراف سطح کنترلی بالک در کانال خمش

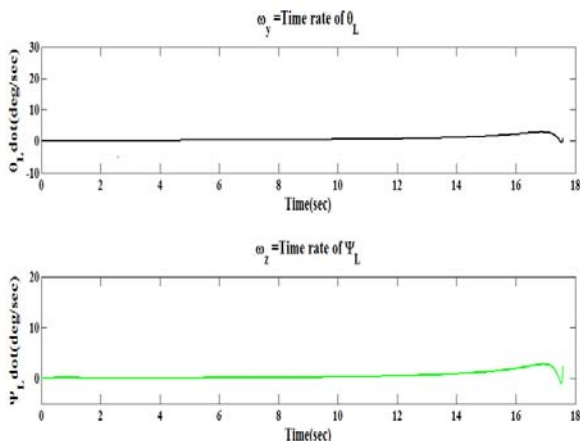


شکل ۶- نمودار انحراف سطح کنترلی بالک در کانال گردش

شکل ۲ نمایی از درگیری رهگیر و هدف را در یک فضای سه بعدی به تصویر می‌کشد. واضح است با توجه به سناریوی پروازی و در نظر گرفتن رفتارهای مناسب سینماتیکی موجود در نمودار شکل‌های (۳) و (۴) رهگیر به هدف برخورد کرده است. نمودار شکل (۷) حاکی از آن است که برای رهگیری هدف با فاصله خط دید و سرعت عمود بر خط دید صفر همان‌گونه که در شکل (۲) نشان داده شده به مقدار مطلوبی از بیشینه دامنه شتاب رهگیر در دستگاه بدنی نیاز است و این می‌تواند توسط سازه‌های معمول صنعت هوافضا به راحتی اجرایی شود. در این مقاله، محدودیت ۱۸g برای شتاب رهگیر در نظر گرفته شده است. نمودار شکل‌های (۵) و (۶) نشان می‌دهد سیگنال ورودی عملگر مناسب، با محدودیت سرعت ۴۰۰ درجه بر ثانیه و ثابت زمانی ۰/۰۱ ثانیه به اشباع نرفته است و برای اجرایی کردن طراحی ورودی کنترل سامانه یکپارچه به یک عملگر با مشخصات کاملاً معمولی نیاز است. توجه به نمودار شکل‌های (۸) و (۹) می‌رساند که مقدار زاویه حمله، سرش جانی، نرخ خمش و گردش و دیگر رفتارهای دینامیکی در محدوده‌های بسیار مناسبی با توجه به ملاحظات آیرودینامیک و مسائل عملی هوافضا قرار گرفته‌اند. نمودار شکل (۱۰) درستی طراحی زمان محدود کنترل مد لغزشی را آشکار می‌کند. در نمودار شکل (۱۱) مشاهده می‌شود که خط دید ثابت نگه داشته شده و نرخ دوگانه چرخش خط دید حول صفر در نوسان است. به دلیل آن که درگیری رهگیر و هدف همیشه در زمان محدودی صورت می‌گیرد به راحتی می‌توان دریافت که روش طراحی زمان محدود برای طراحی هدایت و کنترل یکپارچه با در نظر گرفتن ملاحظات عملی و واقعی عملکرد مناسبی از خود به نمایش گذاشته است.



شکل ۷- نمودار درگیری رهگیر و هدف



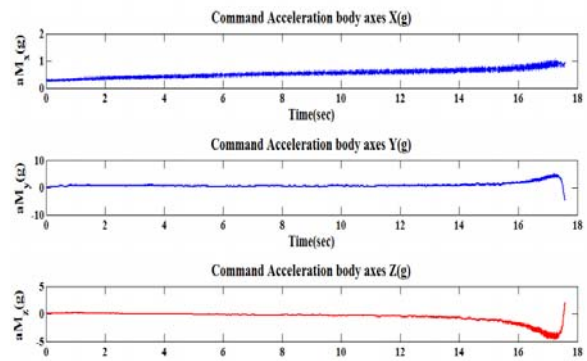
شکل ۱۱- نمودار نرخ‌های چرخش دید در دو راستای Y و Z

حال با ضرب سناریوی شتاب هدف در عدد ۲ در هر راستا برای مقایسه عملکرد حالت‌های مد لغزشی معمولی، مد لغزشی انتگرالی و طراحی موجود در مرجع [۲۴] به ترتیب تحت عنوان‌های SMC IGC، Adaptive Backstepping، JSMC IGC شبیه‌سازی درگیری صورت می‌گیرد. نتیجه این مقایسه در دو حالت درگیری سه بعدی در جدولی به صورت زیر گردآوری شده است. توجه کنید که پارامترهای مورد نظر جهت مقایسه روش عبارتند از: ۱- زمان همگرایی نرخ چرخش خط دید به سمت صفر (t_{fLOS}); ۲- زمان برخورد (t_{int}); ۳- فاصله از دست‌دهی نهایی (r_{miss}); ۴- حداکثر دامنه انحراف بالک کنترلی (def_{max}); ۵- انرژی این سیگنال که به صورت انتگرال زمانی مربع سیگنال (E_{def}) ظاهر می‌شود. در جدول (۳) و در ادامه در شکل‌های (۱۲) تا (۱۶) حاصل از شبیه‌سازی می‌توان نتیجه این مقایسه را بیان کرد.

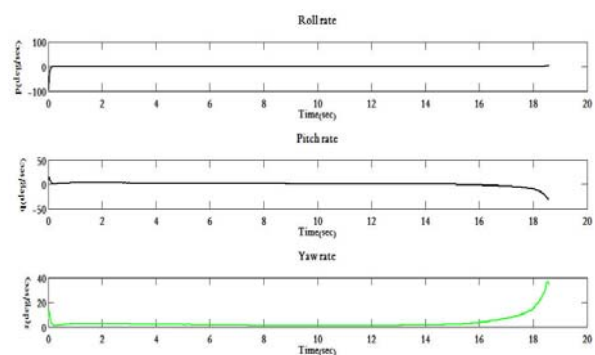
جدول ۳- مقایسه سنجه‌های عملکردی روش‌های شبیه‌سازی شده درحالت سه‌بعدی

| E_{def} (rad ² .sec) | def_{max} (deg) | r_{miss} (m) | t_{int} (sec) | t_{fLOS} (sec) | سنجه روش |
|--------------------------------------|----------------------|-------------------|--------------------|---------------------|----------------------|
| ۶۰۴/۳۶۴ | ۳/۳۲ | ۲۶ | ۱۹/۱ | ۱۰/۶۴۴ | مرجع [۲۴] |
| ۰/۱۸۴ | ۲/۹۸ | ۰/۵۲ | ۱۸/۹ | ۶/۷۴۱ | مد لغزشی |
| ۰/۲۵۲ | ۱۰/۲۱ | ۰/۰۹ | ۱۸/۸ | ۴/۷۵۶ | مد لغزشی انتگرالی |

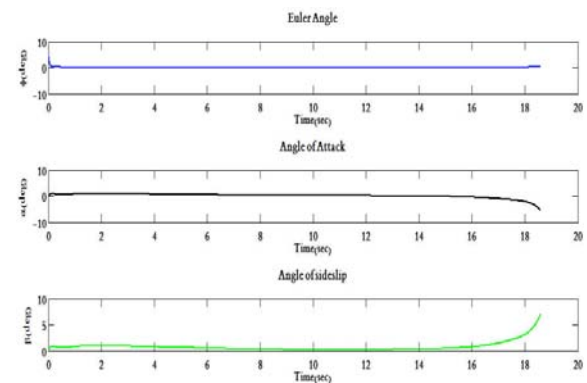
با دقت در نمودار شکل‌های (۱۲) تا (۱۶) این نکته فهمیده می‌شود که روش ارائه شده در این مقاله نسبت به مقاله مرجع اخیر دارای عملکرد بهتری است و ارزیابی پارامترهای موجود در جدول (۳) نیز این مطلب را تأیید می‌کند. از طرف دیگر طراحی هدایت و کنترل یکپارچه به کمک مد لغزشی انتگرالی اگرچه به برخورد با دقت بالاتر و سریع‌تر منجر می‌شود اما این امر هزینه افزایش در دامنه و انرژی تلاش کنترلی



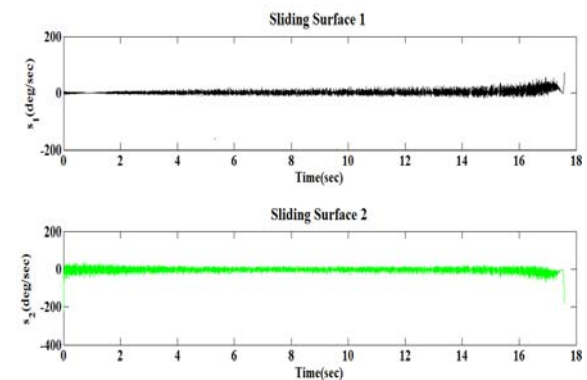
شکل ۷- نمودار شتاب اعمالی توسط کنترل آیرودینامیک در سه راستای دستاوردنی بر حسب شتاب جاذبه



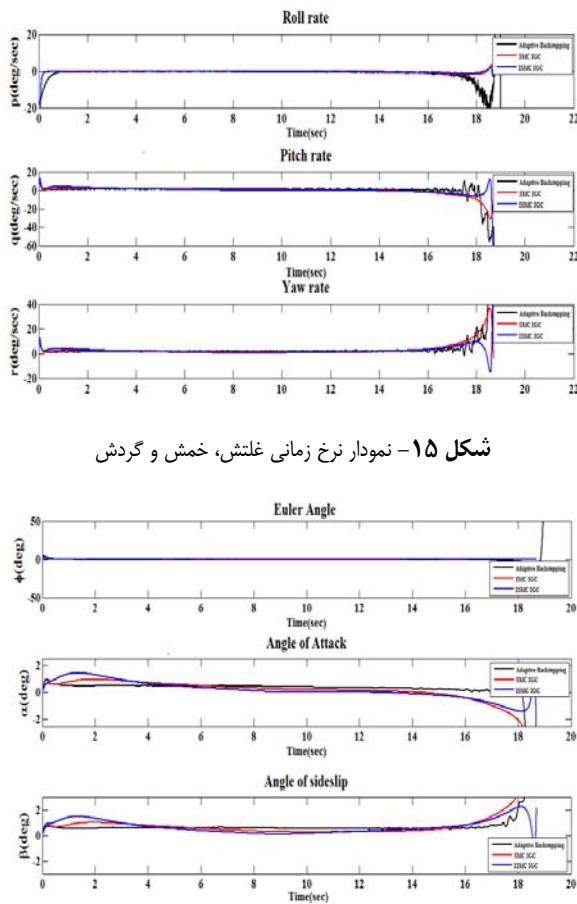
شکل ۸- نمودار نرخ غلتش، خمش و گردش در طول زمان پرواز



شکل ۹- نمودار زاویه غلتش، حمله و سرش جانی



شکل ۱۰- نمودار سطح‌های لغزش انتخابی بر حسب زمان



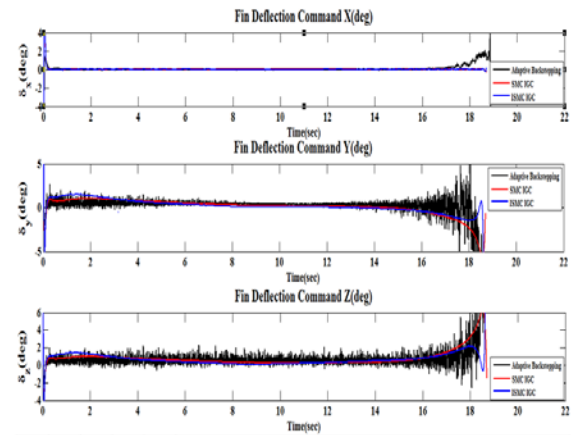
شکل ۱۵- نمودار نرخ زمانی غلتش، خمش و گردش

شکل ۱۶- مقایسه نمودارهای زاویهٔ اوپلر، حمله و سرش جانبی در حالت‌های یادشده

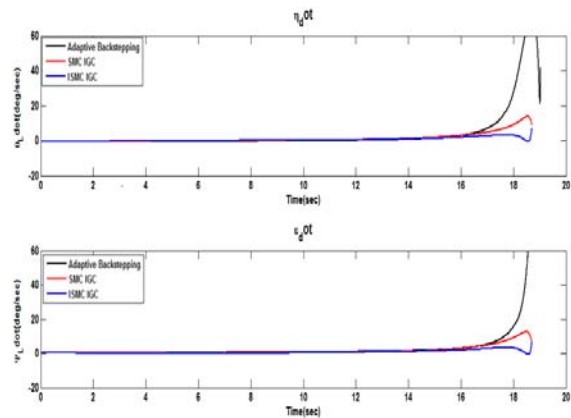
نتیجه گیری

در این مقاله، مدل‌سازی یکپارچه برای اعمال روش طراحی ارائه شد. انتخاب سطح لغزش مناسب با ردیابی نرخ خمش و گردش با به توجه اصل خط دید ثابت انجام شد. طراحی به کمک ترکیبی از روش‌های مد لغزشی و گام به عقب با اثبات همگرایی زمان محدود با خاصیت مقاوم بودن در مقابل نامعینی و اغتشاش صورت گرفته و برخورد سر به سر را رقم زده و ملاحظات عملی و سادگی روش طراحی را با هم در نظر گرفته است. جالب توجه آن‌که روش فوق به مقدار یا تخمین مانور هدف برای محاسبهٔ ورودی کنترل نیازی ندارد و انرژی مصرفی توسط عملگر به شدت کاهش یافته و سیگنال ورودی عملگر بالک آیرودینامیکی برای اجرا توسط یک نمونهٔ خیلی معمولی ایده‌آل است. توجه کنید که مقادیر مشخصه‌های رهگیر در محدودهٔ بسیار مطلوبی‌اند. توجه کنید فرض شده است که اندازه‌گیری‌های متغیرهای سینماتیکی و دینامیکی مورد استفاده در طراحی قانون کنترل برای سامانهٔ هدایت و کنترل یکپارچه به‌صورتی که در رابطه (۲۲) آمده

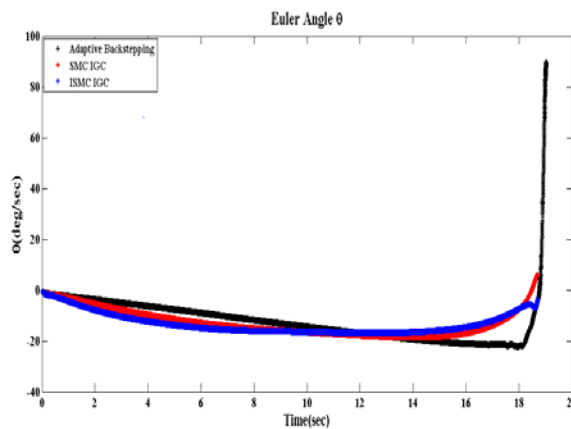
سطوح آیرودینامیکی بالک‌ها را به همراه خواهد داشت. طراحی در دو حالت کنترل مد لغزشی برخلاف طراحی موجود در [۲۴] که دارای همگرایی جانبی است، به همگرایی زمان محدود منجر می‌شوند.



شکل ۱۲- مقایسهٔ نمودارهای انحراف بالک آیرودینامیک در کانال‌های سه‌گانه برای طراحی مرجع [۲۵] و طراحی کنترل مد لغزشی و کنترل مد لغزشی انتگرالی در درگیری سه‌بعدی



شکل ۱۳- مقایسهٔ نمودارهای نرخ چرخش خط دید در حالت‌های یاد شده



شکل ۱۴- نمودار زاویهٔ دوران اوپلر حول محور عرضی در دستگاه اینرسی (تکنیکی در ۹۰ درجه)

- [3] Shkolnikov, I., Shtessel, Y. and Lianos, D., "Integrated Guidance-Control System of a Homing Interceptor Sliding Mode Approach," *Presented as Paper AIAA, 2001-4218 at the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, August, 2001.
- [4] Shtessel, Y. and Buffington, J., "Continuous Sliding Mode Control," *Proceedings of the American Control Conference*, 1998.
- [5] Brown, M., Shtessel, Y. and Buffington, J., "Finite Reaching Time Continuous Sliding Mode Control with Enhanced Robustness," *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Denver, CO, August, 2000.
- [6] Shtessel, Y., Shkolnikov, I. and Brown, M., "An Asymptotic Second Order Smooth Sliding Mode Control," *Asian Journal of Control*, Vol. 5, No. 4, 2003, pp. 498 – 504.
- [7] Shtessel, Y. and Shkolnikov, I., "Integrated Guidance and Control of Advanced Interceptors using Second Order Sliding Modes," *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control*, 2003.
- [8] Shtessel, Y., Shkolnikov, I. and Levant, A., "Guidance and Control of Missile Interceptor using Second-Order Sliding Modes," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 45, No. 1, 2009, pp. 110-124.
- [9] Shtessel, Y. and Tournes, C., "Integrated Higher-Order Sliding Mode Guidance and Autopilot for Dual-Control Missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 1, 2009.
- [10] Shima, T., Idan, M. and Golan, O., "Sliding-Mode Control for Integrated Missile Autopilot Guidance," *Presented as Paper AIAA-2004-4884 at the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, August 2004.
- [11] Chen, H., Dong, C. and Wang, Q., "Integrated Guidance and Control Backstepping Design Based on Integral Sliding Mode Surface for Missiles," *Presented as Paper 33rd Chinese Control Conference*, July, Nanjing, China, 2014.
- [12] Mohammadzaman, I. and Momeni, H.R., "Short Time Stability Approach to Guidance Law Design," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 3, No.2, 2010, pp. 37-44 (In Persian).
- [13] Slotine, J. J. E. and Li, W., *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 1991, pp. 276-309.
- [14] Khalil, H. K., *Nonlinear Systems*, 3rd edition [M], New Jersey, Prentice-Hall, Chap 4, 2002.
- [15] Moon, J., and Kim, Y., "Design of Missile Guidance Law Via Variable Structure Control," *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Denver, CO, 2000, Paper AIAA-2000-4068.
- [16] Hong, Y.G., "Finite Time Stabilization and Stabilizability of a Class of Controllable Systems," *Systems & Control Letters*, Vol. 46, No. 4, 2002, pp. 231-236.
- [17] Shtessel, Y., Shkolnikov, I., and Brown, M., "An Asymptotic Second Order Smooth Sliding Mode Control," *Asian Journal of Control*, Vol. 5, No. 4, 2003, pp. 498 – 504.
- [18] Shtessel, Y. and Shkolnikov, I., "Integrated Guidance and Control of Advanced Interceptors using Second Order Sliding Modes." *Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control*, December, 2003.

است، به کمک یک جستجوگر رادیویی و حسگرهای اینرسی در دسترس هستند. همچنین از نمودارهای اخیر فهمیده می‌شود که طراحی هدایت و کنترل یکپارچه نسبت به مراجع گذشته از جهت خصوصیات سینماتیک درگیری و رفتارهای دینامیکی دارای عملکرد بهتری بوده و در حالت طراحی به کمک کنترل مد لغزشی انتگرالی اگر چه به برخورد رهگیر با هدف طی زمان درگیری کمتری منجر می‌شود؛ اما به افزایش هزینه دامنۀ تلاش کنترلی و نیز انرژی این سیگنال می‌انجامد. از طرف دیگر با توجه به محدود بودن زمان و طبیعت درگیری رهگیر با هدف برخلاف همگرایی مجانبی مرجع [۲۵] روش استفاده شده دارای همگرایی زمان محدود است.

با توجه به طبیعت درگیری در پژوهش‌های آینده بهره‌گیری از دیگر روش‌های با همگرایی زمان محدود پیشنهاد می‌شود.

پیوست: محاسبه ورودی‌های دوگانه کنترل δ_z, δ_y

برای محاسبه ورودی‌های کنترل باید مشتقات $(\dot{\alpha}_c, \dot{\beta}_c, \dot{q}_c, \dot{r}_c)$ متغیرهای مطلوب مجازی (با اندیس c) محاسبه شود. این پارامترها با در نظر گرفتن روابط سینماتیک و دینامیک (۱۴) و در نظر گرفتن روابط ورودی‌های حقیقی و مجازی طراحی شده (۱۷) قابل محاسبه است [۲۴] که در این جا به دلیل حجیم بودن از بیان دقیق جملات آن خودداری شده و فقط به بیان این نکته خواهیم پرداخت که برای اعمال ورودی کنترل به چه متغیرهای سینماتیکی و دینامیکی نیاز است.

$$\delta_x = f_{\delta_x}(\phi, p, Q); \sin(\theta_L) \approx 0, \cos(\theta_L) \approx 1$$

$$\rightarrow \begin{cases} \alpha_c, \beta_c = f_{\alpha, \beta}(m, Q(h, \rho_{air}, V_M), R, \dot{R}, \dot{\theta}_L, \dot{\psi}_L) \\ \dot{\alpha}_c, \dot{\beta}_c, q_c, r_c = f_{\alpha, \beta, q, r}(m, Q(h, \rho_{air}, V_M), R, \dot{R}, \dot{\theta}_L, \dot{\psi}_L, \alpha, \beta) \\ \dot{q}_c, \dot{r}_c = f_{q, r}(m, Q(h, \rho_{air}, V_M), R, \dot{R}, \dot{\theta}_L, \dot{\psi}_L, \alpha, \beta, q, r) \end{cases}$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \delta_y = f_{\delta_y}(m, Q(h, \rho_{air}, V_M), R, \dot{R}, \dot{\theta}_L, \dot{\psi}_L, \alpha, \beta, q, r, t, c) \\ \delta_z = f_{\delta_z}(m, Q(h, \rho_{air}, V_M), R, \dot{R}, \dot{\theta}_L, \dot{\psi}_L, \alpha, \beta, q, r, t, c) \end{cases} \quad (22)$$

پس به کمک یک جستجوگر رادیویی، حسگرهای اینرسی و همچنین زمان‌سنج و دماسنج‌های با دقت‌های معمولی (برای سامانه پیش‌رانش) این روش می‌تواند بازده مناسبی را در رقم زدن یک برخورد سر به سر در رهگیری یک هدف چابک با مانور بالا را داشته باشد.

مراجع

- [1] Zarchan, P., *Tactical and Strategic Missile Guidance*, AIAA, 2002, pp Reston.
- [2] Nathan, H., Balakrishnan, S.N. and Craig, P., "Sliding Mode Integrated Missile Guidance and Control," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Ontario Canada, August 2010.

- [29] Ozgoli, S. and Arvan, M.R., *Modeling and Simulation of Moving Systems*, Ya Mahdi Publication, 2010 (In Persian).
- [30] Arvan, M.R., Modeling of Electro-Optical Seeker and Line of Sight Rate Estimation in the Presence of Disturbances, (PhD Thesis), KN Toosi University, 2006 (In Persian).
- [31] Arora, V.K., Former Director Defence Science Centre Delhi, *Proximity Fuzes Theory and Techniques*, Defence Research and Development Organization Ministry of Defence NEWDELM-110 105 2010.
- [32] Siouris, G. M., *Missile Guidance and Control Systems*, Springer-Verlog Publisher, 2004.
- [33] Kahveckuglu, A., Tool for Designing Robust Autopilot for Ramjet Missiles, (M. Sc. Thesis), The Graduate School of Natural and Applied Sciences of The Middle East Technical University, 2006.
- [34] Theodoulis, S. and Duc, G., "Missile Autopilot Design Gain Scheduling and the Gap Metric," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 32, No. 3, 2002, pp. 986 -996.
- [35] Mingzhe, H., Xiaoling, L. and Guangren, D., "Adaptive Block Dynamic Surface Control for Integrated Missile Guidance and Autopilot," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, Issue 3, 2013, Pages 741-750.
- [36] Fridman, L., Iriarte, R. and Moreno, J., *Sliding Modes after the First Decade of the 21st Century*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2011.
- [37] Eker, I., "Sliding mode control with PID Sliding Surface and Experimental Application to an Electromechanical Plant," *ISA Transactions*, Vol. 45, Issue 1, 2006, pp. 109-118.
- [38] Rubagotti, M., Estrada, A., Castanos, F., Ferrara, A. and Fridman, L., "Integral Sliding Mode Control for Nonlinear Systems With Matched and Unmatched Perturbations," *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 56, Issue 11, 2011, pp. 2699 – 2704.
- [19] Shtessel, Y., Shkolnikov, I., and Levant, A., "Guidance and Control of Missile Interceptor using Second-Order Sliding Modes," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 45, No. 1, 2009, pp. 110-124.
- [20] Shtessel, Y. and Tournes, C., "Integrated Higher-Order Sliding Mode Guidance and Autopilot for Dual-Control Missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 32, No. 1, 2009, pp. 79-94
- [21] Shima, T., Idan, M. and Golan, O., "Sliding-Mode Control for Integrated Missile Autopilot Guidance," *Presented as Paper AIAA-2004-4884 at the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, August 2004.
- [22] Chen, H., Dong, C. and Wang, Q., "Integrated Guidance and Control Backstepping Design Based on Integral Sliding Mode Surface for Missiles," *Presented as Paper 33rd Chinese Control Conference*, Nanjing, China, July 2014.
- [23] Mohammadzaman, I. and Momeni, H.R., "Short Time Stability Approach to Guidance Law Design," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 3, No.2, 2010, pp. 37, 44 (In Persian).
- [24] Slotine, J. J. E. and Li, W., *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 1991, pp. 276-309.
- [25] Khalil, H. K., *Nonlinear Systems*, 3rd edition [M], New Jersey, Prentice-Hall, Chap 4, 2002.
- [26] Moon, J. and Kim, Y., "Design of missile guidance law via variable structure Control," *Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Denver, CO, 2000, Paper AIAA-2000-4068.
- [27] Hong, Y.G., "Finite Time Stabilization and Stabilizability of a Class of Controllable Systems," *Systems & Control Letters*, Vol. 46, No. 4, 2002, pp. 231-236.
- [28] Qian, C., Lin, W., "Non-Lipshchitz Continues Stabilizer Fornonlinear Systems with Uncontrollable Unstable Linearization," *System and Control Letters*, Vol. 42, Issue 3, 2001, pp.185-200.