

طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه در کانال فراز با استفاده از تئوری مد لغزشی هموار مبتنی بر رؤیت گر

محمدجواد رجبی^۱، احمدرضا ولی^۲ و وحید بهنام گل^۳

^۱ فارغ التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، mjrjab1992@gmail.com

^۲ دانشیار، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ar.vali@aut.ac.ir

^۳ دکتری برق کنترل، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، vahidbehnamgol@mut.ac.ir

پذیرش: ۱۳۹۷/۰۵/۲۱

ویرایش: ۱۳۹۷/۰۴/۱۶

دریافت: ۱۳۹۷/۰۲/۰۶

چکیده: طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه در اجسام پرنده یکی از زمینه‌های تحقیقاتی در حوزه هوافضا بوده که در سال‌های اخیر مورد توجه محققین قرار گرفته است. به دلیل غیرخطی بودن معادلات سینماتیکی و دینامیکی رهگیرهای آشیانه یاب در فاز نهایی و وجود نامعینی‌هایی از جمله مانورهای هدف، اغتشاشات خارجی و تغییرات ضرایب آیرودینامیک، تئوری کنترل مد لغزشی یک روش مناسب برای طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه است. بزرگ‌ترین مشکل روش مد لغزشی، وجود نوسانات فرکانس بالا در سیگنال کنترل است که پیاده‌سازی این کنترل کننده را غیرممکن می‌سازد. یک روش برای هموارسازی سیگنال کنترل در روش مد لغزشی، استفاده از رؤیت گر است. در این مقاله با در اختیار داشتن تخمین اغتشاش و با استفاده از ساختاری متفاوت نسبت به روش مد لغزشی استاندارد، سیگنال کنترل کاملاً هموار شده است. همچنین همگرایی زمان محدود در حضور نامعینی تضمین شده است. سیستم هدایت و کنترل طراحی شده با استفاده از روش پیشنهادی در شبیه‌سازی کامپیوتری مورد ارزیابی قرار گرفته است.

کلمات کلیدی: هدایت و کنترل یکپارچه، کنترل مد لغزشی، رؤیت گر اغتشاش، همگرایی زمان محدود.

Design of integrated Guidance and control system in the pitch channel using observer based chattering free sliding mode theory

M. J. Rajabi, A. R. Vali, V. Behnamgol

Abstract: The design of integrated guidance and control system for flying objects is one of the research fields in the aerospace that is considered by researchers in recent years. Due to the nonlinearity of the kinematic and dynamic equations of the homing interceptors in the terminal phase and also existence of uncertainties such as target maneuvers, external disturbances and variations in aerodynamic coefficients, sliding mode control theory is a suitable method for designing integrated guidance and control system. One of the most problem of sliding mode is the presence of high frequency oscillations in the control signal that is called chattering, which makes it impossible to implement this controller. A method for smoothing the control signal in a sliding mode is to use a disturbance observer. In this paper, the control signal is completely smooth, with having the disturbances estimation and using a different scheme compared with standard sliding mode. Also, the finite time convergence is guaranteed in the presence of uncertainty. The proposed guidance and control system are evaluated in computer simulation.

Keywords: Integrated guidance and control, sliding mode control, disturbance observer, finite time convergence.

۱- مقدمه

سیستم هدایت و کنترل موشک از سه زیرسیستم ناوبری، هدایت و کنترل تشکیل می‌شود. وظیفه این زیر سیستم‌ها به ترتیب محاسبه مقدار انحراف وسیله هدایت‌شونده از مسیر مطلوب، تعیین حرکت یا شتاب مناسب برای جبران انحراف و جبران کردن آن است. در روش‌های سنتی طراحی سیستم هدایت و کنترل جهت سهولت، هر یک از زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به‌طور جداگانه و با فرض ایده آل بودن زیرسیستم دیگر طراحی می‌شوند. در این رویکرد قانون هدایت به‌طور جداگانه توسعه یافته و با فرض ایده آل بودن خود خلبان^۱ آزموده می‌شود. خودخلبان نیز به‌طور مستقل طراحی و با فرض ایده آل بودن قانون هدایت آزموده می‌شود. در نهایت در صورتی که عملکرد کلی سیستم رضایت‌بخش نباشد، در زیرسیستم‌ها تغییراتی را اعمال می‌کنند. هرچند این روش در گذشته به‌خوبی قابل استفاده بوده است، ولی احتمال طراحی مجدد و در نتیجه افزایش مدت زمان و هزینه طراحی وجود دارد. از دیگر مشکلات این روش می‌توان به طراحی محافظه کارانه و نیز در نظر نگرفتن تداخل زیر سیستم‌ها اشاره کرد. علاوه بر این، در انتهای درگیری به دلیل تغییرات بسیار سریع و غیرخطی حرکت نسبی رهگیر-هدف، نیاز به مانور بالای تعقیب کننده و نیز دقت و عملکرد بالای سیستم هدایت و کنترل برای کاهش خطا و فاصله از دست دهی (فاصله نقطه برخورد تا هدف) است. روش طراحی سنتی به دلیل در نظر نگرفتن تداخل زیرسیستم‌های هدایت و کنترل و نیز به دلیل تأخیر ناشی از اختلاف فرکانس کاری زیرسیستم‌ها، سبب ناپایداری یا فاصله برخورد غیرقابل قبول می‌شود. از این رو بهتر است تا حالت‌های زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به‌طور هم‌زمان در روند طراحی در نظر گرفته شوند تا دقت و عملکرد کلی سیستم در فاز نهایی افزایش یابد. این امر موجب بهبود کار آیی، صرفه جویی در زمان و هزینه می‌گردد. در روش طراحی یکپارچه سیستم هدایت و کنترل، تمام قیود زیرسیستم‌ها در حین طراحی در نظر گرفته می‌شوند و در نتیجه عملکرد سیستم بهبود خواهد یافت [۱-۶].

در سال‌های اخیر سیستم هدایت و کنترل با استفاده از روش‌های مختلفی از جمله کنترل بهینه، کنترل مقاوم، کنترل تطبیقی، کنترل گام به عقب و کنترل مد لغزشی، به روش سنتی و یکپارچه طراحی شده است. تئوری کنترل مد لغزشی یکی از روش‌های کنترل غیرخطی و مقاوم برای کنترل سیستم‌های نامعین است. مزایای اصلی این تئوری کنترلی، مقاوم بودن در کنترل سیستم‌های غیرخطی و تضمین همگرایی زمان محدود است [۷]. ورودی کنترل مد لغزشی استاندارد شامل تابع علامت بوده که منجر به رفتار فرکانس بالا در سیگنال کنترل می‌شود. در این صورت کنترل کننده مد لغزشی قابل پیاده‌سازی نیست [۷-۱۶]. یکی از روش‌های پرکاربرد برای هموار کردن چترینگ، استفاده از تقریب پیوسته‌ای از کنترل کننده مد لغزشی ناپیوسته در یک لایه‌ی مرزی باریک در همسایگی سطح لغزش است. استفاده از این روش به دلیل تقریب صورت گرفته منجر

به کاهش دقت کنترل می‌شود. استفاده از مد لغزشی مرتبه بالا یکی دیگر از روش‌های هموار کردن نوسانات ناخواسته است. مشکل اصلی این روش افزایش تقاضای اطلاعات و عدم اثبات همگرایی زمان محدود است. هرچند پایداری زمان محدود برخی از الگوریتم‌های مد لغزشی مرتبه بالا بر اساس تئوری سیستم‌های همگن اثبات گردیده است اما رابطه‌ای برای تخمین زمان همگرایی ارائه نمی‌شود [۱۷-۲۰]. الگوریتم فرایچش از مد لغزشی مرتبه دوم فقط نیازمند اندازه‌گیری متغیر لغزش است و اطلاعات بیشتری نیاز ندارد. این روش اگرچه منجر به حذف نوسان می‌شود اما کاملاً هموار نیست [۲۱، ۲۲]. کنترل مد لغزشی تطبیقی، روش دیگری است که در سال‌های اخیر به‌منظور تنظیم تطبیقی بهره‌های کنترلی و کاهش چترینگ ارائه گردیده است. از مشکلات این روش عدم تضمین همگرایی زمان محدود است [۲۳]. در برخی مراجع از رؤیت گر برای تخمین نامعینی و طراحی ورودی کنترل استفاده شده است. در این حالت با فراهم بودن تخمین نامعینی می‌توان دامنه نوسان را کاهش داد و یا نوسان را به کلی حذف نمود. به دلیل غیرخطی بودن معادلات حاکم بر سینماتیک نسبی بین موشک و هدف در فاز نهایی و وجود نامعینی‌هایی از جمله مانور هدف و اغتشاشات خارجی، تئوری کنترل مد لغزشی ابزاری مناسب برای طراحی یکپارچه سیستم هدایت و کنترل بوده که در سال‌های اخیر مورد توجه محققین قرار گرفته است.

در [۲۴] با استفاده از روش مد لغزشی مرتبه بالا و روش گام به عقب حلقه‌های هدایت و کنترل به‌صورت دو حلقه مجزا طراحی شده است، اما چون قانون هدایت از اطلاعات متغیرهای دینامیکی برای تولید فرمان هدایت استفاده می‌کند، از عنوان یکپارچه استفاده شده است. در [۲۵] قانون هدایت غیرخطی تطبیقی با در نظر گرفتن دینامیک حلقه کنترل ارائه شده است که از برخی پارامترها مانند مشتقات نرخ چرخش خط دید که قابل اندازه‌گیری نیست، استفاده می‌کند. در [۲۶] طراحی یکپارچه هدایت و کنترل با استفاده از روش مد لغزشی مرتبه اول انجام شده است. در [۲۷] طراحی هدایت و خود خلبان یکپارچه با استفاده از مد لغزشی مرتبه دوم هموار پیشنهاد شده است. در [۲۸] هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از مد لغزشی مرتبه بالا طراحی شده است. در [۲۹] یک روش مبتنی بر رؤیت گر با در نظر گرفتن دینامیک تقریبی مرتبه دوم حلقه کنترل ارائه شده است. مشکل روش مطرح در این مرجع آن است که تنها قانون هدایت طراحی شده و در روند طراحی دینامیک تقریبی حلقه کنترل به‌صورت یک دینامیک خطی مرتبه دوم فرض شده است. علاوه بر این، به متغیرهای زیادی برای محاسبه دستور هدایت نیاز است. همچنین رؤیت گر مورد استفاده به اطلاعاتی از قبیل زاویه و نرخ چرخش خط دید، شتاب موشک و مشتق آن نیازمند است. در [۳۰] طراحی هدایت و کنترل یکپارچه مبتنی بر رؤیت گر خطی انجام شده است. از ایرادات این طراحی می‌توان به کوچک و ثابت فرض کردن زاویه بین خط دید و بردار سرعت موشک اشاره کرد. همچنین در این طراحی اطلاعاتی از جمله زاویه حمله و زاویه

^۱ autopilot

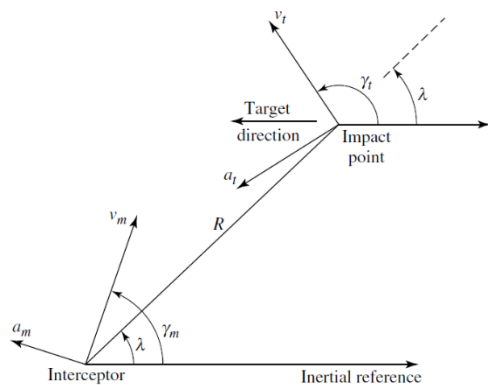
کنترل کننده یک متغیر لغزش تعریف می شود. در ادامه یک کنترل کننده مد لغزشی هموار طراحی شده است. اثبات پایداری رؤیت گر و صفر شدن (رسیدن به سطح لغزش) سرعت نسبی جانبی در مدت زمان محدود نیز انجام شده است. نتایج شبیه سازی برای بررسی کار آیی روش پیشنهادی ارائه شده است.

۲- مدل سازی یکپارچه سیستم هدایت و کنترل

در این بخش ابتدا معادلات سینماتیکی نسبی بین رهگیر و هدف ارائه شده و سپس روابط دینامیکی تشریح می شوند. در انتها معادلات یکپارچه به منظور طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه معرفی می گردند.

۲-۱- مدل سازی سینماتیک

به منظور مدل سازی سینماتیک موشک و هدف، هندسه ی درگیری دوبعدی نشان داده شده در شکل ۱ در نظر گرفته شده است که در آن موشک و هدف به ترتیب با زیرنویس های m و t مشخص شده اند. فاصله نسبی موشک و هدف با R ، زاویه خط دید با λ و سرعت موشک و هدف به ترتیب با V_m و V_t نشان داده شده است. همچنین در این شکل γ_m زاویه ی مسیر پرواز رهگیر با خط مرجع، γ_t زاویه ی مسیر پرواز هدف با خط مرجع و a_m و a_t شتاب جانبی عمود بر بردار سرعت رهگیر و هدف است.



شکل ۱- هندسه ی دوبعدی درگیری موشک و هدف [۳۶]

سرعت نزدیک شدن^۱ رهگیر به هدف و سرعت نسبی جانبی^۲ بین رهگیر و هدف به ترتیب به صورت (۱) و (۲) به دست می آید:

$$\dot{R} = -V_m \cos(\lambda - \gamma_m) + V_t \cos(\lambda - \gamma_t) \quad (1)$$

$$V_{\lambda} = R\dot{\lambda} = V_m \sin(\lambda - \gamma_m) - V_t \sin(\lambda - \gamma_t) \quad (2)$$

سرش جانبی نیاز است. علاوه بر این در شبیه سازی های ارائه شده، مشخص است که در ورودی هر سه کانال اشباع رخ می دهد. در [۳۱] طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از روش گام به عقب انجام شده است. در این مرجع نیز به متغیرهایی از قبیل نرخ چرخش خط دید، سرعت نزدیک شوندگی، برد نسبی، سرعت زاویه ای و شتاب جانبی موشک برای محاسبه دستور زاویه بالک نیاز بوده و همچنین اثبات پایداری سیستم حلقه بسته وجود ندارد. در [۳۲] کاری مشابه، با در نظر گرفتن محدودیت زاویه برخورد انجام شده است که مشکلاتی مشابه [۳۱] دارد. در [۳۳] طراحی هدایت و کنترل یکپارچه بر اساس کنترل مقاوم دینامیک معکوس و رؤیت گر غیرخطی انجام شده است. عیب اساسی این مرجع آن است که حالت های سیستم را قابل اندازه گیری فرض کرده است و تنها به منظور تخمین نامعینی از رؤیت گر استفاده نموده است. در [۳۴] با استفاده از رویکرد گام به عقب و نیز رؤیت گر غیرخطی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه موشک به منظور رهگیری اهداف مانور دار طراحی شده است. در این مرجع نیز با فرض در دسترس بودن حالت های سیستم، کنترل کننده و رؤیت گر طراحی شده است، حال آنکه در واقعیت اندازه گیری حالت ها حتی در صورت امکان بسیار پرهزینه و پیچیده است که پیاده سازی این روش را سخت می کند. در [۳۵] طراحی هدایت و کنترل یکپارچه برای رهگیری اهداف مانور دار با استفاده از روش گام به عقب و رویکرد مد لغزشی مرتبه دوم تطبیقی ارائه شده است. در این روش هرچند به دلیل استفاده از قانون تطبیق، کران بالای نامعینی و مشتق آن مورد نیاز نیست، اما نرخ زاویه ای خط دید به صورت مجانبی به صفر همگرا می شود. همچنین ایراد دیگر این است که حالت های سیستم در دسترس فرض شده و تنها اغتشاش تخمین زده می شود.

در این مقاله سیستم هدایت و کنترل یکپارچه یک رهگیر آشیانه یاب دارای کنترل آیرودینامیکی با استفاده از الگوریتم خاصی از تئوری مد لغزشی طراحی می شود. با استفاده از این روش جدید، سیگنال کنترلی همواری صادر می شود و به دلیل استفاده از رؤیت گر، نیازی به اندازه گیری متغیرهای حالت و نامعینی نیست. همچنین پایداری زمان محدود حلقه بسته تضمین می گردد. برای این منظور ابتدا مدل یکپارچه سیستم هدایت و کنترل به صورت یک سیستم غیرخطی همراه با نامعینی ارائه می گردد. در این مدل بر اساس ایده ناوبری موازی، سرعت نسبی جانبی بین موشک و هدف به عنوان تنها خروجی سیستم در نظر گرفته شده است. سرعت نسبی جانبی، اختلاف مؤلفه های سرعت موشک و هدف در راستای عمود بر خط دید بوده و در صورتی که صفر شود، خط دید نخواهد چرخید. صفر شدن این متغیر با شرط نزدیک شدن موشک به هدف، تضمین کننده برخورد است. تخمین نامعینی موجود در دینامیک متغیر لغزش و اطلاعات مورد نیاز از سیستم با استفاده از یک رؤیت گر غیرخطی انجام خواهد شد که تنها از اطلاعات خروجی قابل اندازه گیری (سرعت نسبی جانبی) استفاده می کند. با استفاده از اطلاعات تخمین زده شده، به منظور طراحی

² Relative Lateral Velocity

¹ Closing Velocity

که در مدل سازی سینماتیک معمولاً سرعت موشک و هدف ثابت فرض می شود، با این فرض مشتق روابط (۱) و (۲)، به صورت زیر محاسبه می شوند.

$$\ddot{R} = (\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_m)V_m \sin(\lambda - \gamma_m) - (\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_t)V_t \sin(\lambda - \gamma_t) \quad (3)$$

$$\dot{V}_\lambda = -\dot{R}\dot{\lambda} + \cos(\lambda - \gamma_t)a_t - \cos(\lambda - \gamma_m)a_m \quad (4)$$

فراز نیز به صورت زیر است:

$$\dot{q} = \frac{M_{yy}}{I_{yy}} \quad (11)$$

که I_{yy} لختی دورانی و M_{yy} گشتاور فراز بوده و به صورت زیر محاسبه می گردد:

$$M_{yy} = QS_{ref}L_{ref} \left(C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta z}} \delta z + C_{M_q} q \right) \quad (12)$$

که δz زاویه بالک برای کنترل کانال خمشی^۲ و C_{M_α} ، $C_{M_{\delta z}}$ و C_{M_q} ضرایب آیرودینامیکی گشتاور فراز است. معمولاً نیروی برآ با فرض اینکه زاویه حمله بر حسب رادیان است، به صورت زیر در نظر گرفته می شود [۳۷].

$$L = 57.3QS_{ref}\alpha \quad (13)$$

با توجه به اینکه هدایت و کنترل موشک در فاز پایانی مدنظر است، یعنی $T = 0$ بنابراین با استفاده از رابطه (۹) شتاب موشک به صورت زیر محاسبه می شود.

$$a_m = -g \cos \gamma_m + \frac{57.3QS_{ref}\alpha}{m} \quad (14)$$

۳-۲- یکپارچه سازی معادلات سینماتیک و دینامیک

با جایگذاری معادله (۱۴) در معادلات (۴) و (۸)، می توان نوشت.

$$\dot{V}_\lambda = -\dot{R}\dot{\lambda} + \cos(\lambda - \gamma_t)a_t - \cos(\lambda - \gamma_m)\left(-g \cos \gamma_m + \frac{57.3QS_{ref}\alpha}{m}\right) \quad (15)$$

$$\dot{\alpha} = q - \frac{1}{mV_m}(-mg \cos \gamma_m + 57.3QS_{ref}\alpha) \quad (16)$$

با توجه به [۳۷] رابطه (۱۲) را می توان به صورت زیر نوشت.

$$M_{yy} = 57.3QS_{ref}L_{ref}m_z^\alpha \alpha + \frac{QS_{ref}L_{ref}^2m_z^q}{V_m}q + 57.3QS_{ref}L_{ref}m_z^{\delta z} \delta z \quad (17)$$

که L_{ref} طول مرجع و m_z^α ، m_z^q و $m_z^{\delta z}$ مشتقات گشتاور فراز با توجه به α ، q و δz می باشند. با تعریف ورودی کنترل $u = \delta z$ و بردار حالت $X = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T = [V_\lambda \ \alpha \ q]^T$ با ترکیب معادلات (۴)، (۱۶) و (۱۷) مدل هدایت و کنترل یکپارچه را می توان به شرح زیر بازنویسی کرد:

که $\dot{\lambda}$ نرخ چرخش (سرعت زاویه ای) خط دید است. سرعت زاویه ای مسیر پرواز رهگیر و هدف نیز به صورت زیر است.

$$\dot{\gamma}_m = \frac{a_m}{V_m} \quad (5)$$

$$\dot{\gamma}_t = \frac{a_t}{V_t} \quad (6)$$

رابطه زاویه مسیر پرواز موشک، θ زاویه محور طولی موشک با خط مرجع (زاویه فراز) و α زاویه حمله به صورت زیر است [۱]:

$$\theta = \gamma_m + \alpha \quad (7)$$

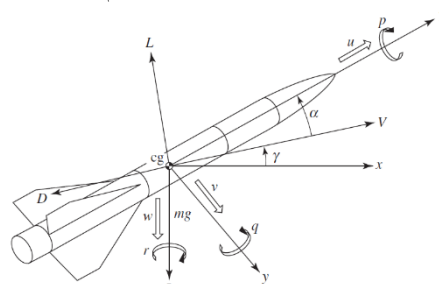
با مشتق گیری از این رابطه داریم:

$$\dot{\alpha} = \dot{\theta} - \dot{\gamma}_m = q - \frac{a_m}{V_m} \quad (8)$$

که q نرخ زاویه فراز موشک بوده که در بخش دینامیک رابطه آن ارائه می گردد.

۲-۲- مدل سازی دینامیک

به منظور مدل سازی دینامیکی، رابطه شتاب جانبی موشک با نیروهای وارد شونده به آن با توجه به شکل ۲ را می توان به فرم (۹) نوشت.



شکل ۲- نیروهای وارد شده بر موشک [۳۶]

$$\sum F = ma_m \Rightarrow ma_m = L + T \sin \alpha - mg \cos \gamma_m \quad (9)$$

که T نیروی پیش رانش و L نیروی برآ^۱ است و رابطه آن به صورت زیر است:

$$L = QS_{ref}C_{L_\alpha} \alpha \quad (10)$$

^۲ Pitch

^۱ Lift

$$\dot{s} = \frac{\partial s}{\partial t} + \frac{\partial s}{\partial x} f(x) + \frac{\partial s}{\partial x} g(x)u \quad (20)$$

$$= a(x, t) + b(x, t)u$$

مرتبه‌ی نسبی دینامیک متغیر لغزش نسبت به ورودی u یک بوده و دینامیک‌های داخلی پایدارند.

۳- تابع $b(x, t) \in \mathbb{R}$ معین و تابع $a(x, t) \in \mathbb{R}$ نامعین و به فرم زیر است:

$$a(x, t) = \bar{a}(x, t) + d(t) \quad (21)$$

که $\bar{a}(x, t)$ و $d(t)$ به ترتیب بخش‌های معین و نامعین $a(x, t)$ است.

۴- نامعینی دارای کران بالا به صورت $|d| \leq L_d$ است.

کنترل کننده u باید به نحوی طراحی شود که متغیر لغزش را در حضور نامعینی در زمان محدودی به صفر رسانده و حفظ کند. بدین منظور کنترل مد لغزشی استاندارد به صورت زیر معرفی شده است [۱۶, ۷]:

$$u = \frac{1}{b(x, t)} [-\bar{a}(x, t) - k \text{sign}(s)] \quad (22)$$

که مقدار k به نحوی تعیین می‌گردد که پایداری متغیر لغزش تضمین گردد؛ بنابراین

$$k = \eta + \alpha \quad (23)$$

که α کران بالای نامعینی و η یک ثابت مثبت است.

به دلیل وجود تابع علامت در ورودی کنترل مد لغزشی استاندارد، سیگنال کنترل دارای رفتار فرکانس بالا است که این امر پیاده‌سازی کنترل کننده مد لغزشی را ناممکن می‌کند. به منظور هموار کردن این رفتار از روش‌هایی از جمله روش تقریب پیوسته، مد لغزشی مرتبه بالا، کنترل مد لغزشی تطبیقی و استفاده از رؤیت گر استفاده شده است. در برخی مراجع از رؤیت گر برای تخمین نامعینی و طراحی ورودی کنترل استفاده شده است. در این حالت با فراهم بودن تخمین نامعینی می‌توان دامنه نوسان را کاهش داد و یا نوسان را به کلی حذف نمود. در این صورت با فراهم بودن تخمین نامعینی ورودی کنترل را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$u = \frac{1}{b(x, t)} [-\bar{a}(x, t) - \eta \text{sign}(s) - \hat{d}(t)] \quad (24)$$

که $\hat{d}(t)$ تخمین بخش نامعین سیستم بوده و توسط یک رؤیت گر فراهم می‌شود. با فرض اینکه در سیستم (۲۰) مشتق m ام نامعینی صفر باشد، رؤیت گر موردنظر با استفاده از تئوری مد لغزشی به صورت زیر می‌تواند تعریف شود:

$$\begin{cases} \dot{\hat{s}} = \bar{a}(x, t) + b(x, t)u + z_1 + L_0 \text{sign}(s - \hat{s}) \\ \dot{z}_1 = z_2 + L_1 \text{sign}(s - \hat{s}) \\ \vdots \\ \dot{z}_{m-1} = z_m + L_{m-1} \text{sign}(s - \hat{s}) \\ \dot{z}_m = L_m \text{sign}(s - \hat{s}) \end{cases} \quad (25)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + b_1 x_2 + d_1 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_2) + b_2 x_3 + d_2 \\ \dot{x}_3 = f_3(x_3) + b_3 u + d_3 \\ y = x_1 \end{cases} \quad (18)$$

که

$$\begin{cases} f_1(x_1) = -\dot{R}\lambda + g \cos(\lambda - \gamma_m) \cos \gamma_m \\ f_2(x_2) = -\frac{57.3 Q S_{ref}}{m V_m} \alpha + \frac{g \cos \gamma_m}{V_m} \\ f_3(x_3) = \frac{57.3 Q S_{ref} L_{ref} m_z^\alpha}{I_{yy}} \alpha + \frac{Q S_{ref} L_{ref}^2 m_z^q}{I_{yy} V_m} q \\ b_1 = -\frac{57.3 Q S_{ref}}{m} \cos(\lambda - \gamma_m) \\ b_2 = 1 \\ b_3 = \frac{57.3 Q S_{ref} L_{ref} m_z^{\delta_z}}{I_{yy}} \\ d_1 = \cos(\lambda - \gamma_t) a_t \\ d_2 = d_2(\Delta_2) \\ d_3 = d_3(m_z^\alpha, m_z^q, \Delta_3) \end{cases}$$

از ویژگی‌های اصلی سیستم (۱۸) این است که در دینامیک زیرسیستم‌های x_1 و x_2 عدم قطعیت ناسازگار^۱، به صورت توابع غیرخطی متغیر بازمان از حالت‌های سیستم وجود دارد. d_3 نیز عدم قطعیت سازگار^۲ است. عدم قطعیت d_1 شتاب ناشناخته هدف است، در حالی که d_2 و d_3 نشان‌دهنده اغتشاشات متغیر بازمان ناشی از تغییر پارامترهای آیرودینامیکی و اختلالات خارجی Δ_i است [۳۴, ۳۷, ۳۹].

۳- کنترل کننده مد لغزشی هموار مبتنی بر رؤیت گر

تئوری کنترل مد لغزشی یکی از روش‌های کنترل غیرخطی و مقاوم برای کنترل سیستم‌های نامعین است که می‌تواند همگرایی زمان محدود را تضمین کند. به منظور تشریح این روش، سیستم غیرخطی و فرضیات زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (19)$$

۱- $x \in X \subset \mathbb{R}^n$ بردار حالت، $u \in \mathbb{R}$ ورودی کنترل و

$f(x), g(x) \in \mathbb{R}^n$ بردار توابع غیرخطی است.

متغیر لغزش $s = s(x, t) \in \mathbb{R}$ وجود دارد به نحوی که با برقراری $s = s(x, t) = 0$ سیستم (۱۹) رفتار دینامیکی مطلوبی خواهد داشت. سطح $s = s(x, t) = 0$ سطح لغزش نامیده شده و با رسیدن به سطح لغزش، سیستم در فاز لغزش قرار خواهد گرفت.

۲- دینامیک متغیر لغزش به صورت زیر خواهد بود:

$$fal(e_1, \alpha, \delta) = \begin{cases} |e_1|^\alpha \operatorname{sgn}(e_1) & |e_1| > \delta \\ \frac{e_1}{\delta^{1-\alpha}} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (29)$$

با تخمین حاصل از رؤیت گر، ورودی کنترل در این مرجع به صورت
(۳۰) ارائه شده است.

$$u = \frac{1}{b(x,t)} \left[-\bar{a}(x,t) - z_2 - \tau s - \sigma |s|^\gamma \operatorname{sgn}(s) \right] \quad (30)$$

در بخش بعد سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از روندی مشابه با مرجع [۴۶] طراحی خواهد شد. در روش مورد استفاده، رؤیت گر رابطه (۲۸) با تعمیم برای تخمین نامعینی و متغیرهای حالت مورد نیاز استفاده گردیده و همچنین کنترل کنترل کننده رابطه (۳۰) با یک اصلاح جزئی که در ادامه بیان می گردد، استفاده می شود. البته در روش پیشنهادی اثبات پایداری زمان محدود سیستم حلقه بسته نیز ارائه خواهد شد.

۴- طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه

در این بخش ابتدا طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از روش مد لغزشی استاندارد انجام شده و پس از بررسی معایب این روش، سیستم هدایت و کنترل یکپارچه به روش پیشنهادی انجام می شود.

۴-۱- طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از روش مد لغزشی استاندارد

برای طراحی معادلات سیستم یکپارچه در رابطه (۱۸) در نظر گرفته می شوند. این سیستم به فرم نرمال نبوده، بنابراین برای طراحی کنترل کننده مد لغزشی استاندارد، از خروجی سه بار مشتق گرفته می شود تا ورودی ظاهر شود.

$$\dot{y} = \dot{x}_1 = f_1(x_1) + b_1 x_2 + d_1 \quad (31)$$

$$\ddot{y} = \ddot{x}_1 = \dot{f}_1(x_1) + \dot{b}_1 x_2 + b_1 (f_2(x_2) + b_2 x_3) + b_1 \dot{d}_2 + \dot{d}_1 \quad (32)$$

$$\ddot{y} = f(x) + bu + d \quad (33)$$

$$f(x) = \dot{f}_1(x_1) + \dot{b}_1 x_2 + 2b_1 (f_2(x_2) + b_2 x_3) +$$

$$b_1 \dot{f}_2(x_2) + b_1 \dot{b}_2 x_3 + b_1 b_2 f_3(x_3)$$

$$b = b_1 b_2 b_3$$

$$d = 2b_1 \dot{d}_2 + b_1 \ddot{d}_2 + b_1 b_2 \dot{d}_3 + \ddot{d}_1$$

که $f(x)$ بیانگر قسمت معین و d بیانگر قسمت نامعین است. همچنین داریم:

$$\dot{f}_1(x_1) = -(\ddot{R} \dot{\lambda} + \dot{R} \ddot{\lambda}) - \frac{g}{2} (\dot{\lambda} \sin(\lambda) + (\dot{\lambda} - 2\dot{\gamma}_m) \sin(\lambda - 2\gamma_m))$$

$$\dot{f}_2(x_2) = -\frac{57.3QS_{ref}}{mV_m} \dot{\alpha} - \frac{g}{V_m} \dot{\gamma}_m \sin(\gamma_m)$$

$$\dot{f}_1(x_1) = -(\ddot{R} \dot{\lambda} + 2\ddot{R} \dot{\lambda} + \dot{R} \ddot{\lambda}) - \frac{g}{2} (\dot{\lambda} \sin(\lambda) + \dot{\lambda}^2 \cos(\lambda) + (\dot{\lambda} - 2\dot{\gamma}_m) \sin(\lambda - 2\gamma_m) + (\dot{\lambda} - 2\dot{\gamma}_m)^2 \cos(\lambda - 2\gamma_m))$$

$$\dot{b}_1 = \frac{57.3QS_{ref}}{m} (\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_m) \sin(\lambda - \gamma_m)$$

$$\dot{b}_1 = \frac{57.3QS_{ref}}{m} ((\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_m) \sin(\lambda - \gamma_m) + (\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_m)^2 \cos(\lambda - \gamma_m))$$

$$\dot{b}_2 = 0$$

که z_1 تخمین بخش نامعین است [۴۰]. در [۴۱، ۱۲] با اصلاح الگوریتم فرایپیش، الگوریتم جدیدی از مد لغزشی مرتبه دوم مبتنی بر رؤیت گر ارائه گردیده که سیگنال کنترل هموارتری نسبت به الگوریتم فرایپیش صادر می کند. پایداری زمان محدود این الگوریتم با فرض در دسترس بودن تخمین نامعینی سیستم بر اساس تئوری همگن به اثبات رسیده است. قانون کنترل در این الگوریتم به صورت زیر ارائه گردیده است:

$$\begin{cases} u = \frac{1}{b(x,t)} (-\bar{a}(x,t) - z_1 + u_1) - \frac{1}{b(x,t)} \left(k_1 |s|^{m/(m+1)} \operatorname{sign}(s) \right) \\ \dot{u}_1 = -k_2 |s|^{(m-1)/(m+1)} \operatorname{sign}(s) \end{cases} \quad (26)$$

که در آن $m \geq 1$ ، $k_1, k_2 > 0$ و z_1 تخمین بخش نامعین سیستم است. پایداری مجانبی این روش نیز همانند روش فرایپیش در مراجع [۲۱، ۴۲] اثبات گردیده است. در این مراجع اشاره شده که به دلیل ساختار همگن سیستم با استفاده از ورودی کنترل پیشنهادی، این روش پایداری زمان محدود را تضمین می کند. برای تخمین نامعینی در مرجع [۲۱] رؤیت گری به فرم زیر ارائه گردیده است:

$$\begin{cases} \dot{z}_0 = v_0 + f(x,t) + g(x,t)u \\ v_0 = -\delta_0 L^{1/(m+1)} |z_0 - s|^{m/(m+1)} \operatorname{sign}(z_0 - s) + z_1 \\ \dot{z}_1 = v_1 \\ v_1 = -\delta_1 L^{1/m} |z_1 - v_0|^{(m-1)/m} \operatorname{sign}(z_1 - v_0) + z_2 \\ \vdots \\ \dot{z}_{m-1} = v_{m-1} \\ v_{m-1} = -\delta_{m-1} L^{1/2} |z_{m-1} - v_{m-2}|^{1/2} \operatorname{sign}(z_{m-1} - v_{m-2}) + z_m \\ \dot{z}_m = -\delta_m L \operatorname{sign}(z_m - v_{m-1}) \end{cases} \quad (27)$$

که برای طراحی این رؤیت گر باید نامعینی $m-1$ بار مشتق پذیر باشد و رؤیت گر از مرتبه m خواهد بود. پایداری این رؤیت گر نیز با استفاده از تئوری همگن به اثبات رسیده است. به صورت مشابه در مراجع [۴۳-۴۵] کنترل کننده مد لغزشی مبتنی بر رؤیت گر طراحی گردیده اما نکته قابل ذکر در مورد این مراجع این است که در صورت استفاده از رؤیت گر در حلقه کنترل، اثبات پایداری سیستم حلقه بسته که شامل کنترل کننده و رؤیت گر است ضروری خواهد بود؛ اما در این مراجع تنها اثبات جداگانه کنترل کننده و رؤیت گر انجام شده است. در [۴۶] برای تخمین نامعینی با فرض اینکه مشتق نامعینی موجود ولی نامعین است، یعنی $\dot{d}(t) = g(t)$ ، رؤیت گر توسعه یافته مرتبه دوم به فرم زیر ارائه گردیده است:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 + \bar{a}(x,t) + b(x,t)u - L_1 e_1 \\ \dot{z}_2 = -L_2 fal(e_1, \alpha, \delta) \end{cases} \quad (28)$$

که $e_1 = z_1 - s$ و $z_1 \rightarrow d(t)$ ، $z_2 \rightarrow \dot{d}(t)$ همچنین

به منظور طراحی کنترل کننده مد لغزشی استاندارد، متغیر لغزش به صورت (۳۴) تعریف می شود.

$$\ddot{y} = F + bu \quad (39)$$

که F بیانگر قسمت نامعین است و داریم:

$$F = f(x) + d \quad (40)$$

فضای حالت این معادله را می توان با تعریف بردار حالت $H = [h_1 \ h_2 \ h_3]$ به صورت زیر نوشت.

$$\dot{h}_1 = h_2 \quad (41)$$

$$\dot{h}_2 = h_3$$

$$\dot{h}_3 = F + bu$$

که $h_3 = \ddot{y}$, $h_2 = \dot{y}$, $h_1 = y$ در ادامه به منظور تخمین حالت ها و نامعینی ها، با فرض $\dot{F} = g(t)$ برای سیستم (۳۹) با استفاده از (۲۸) می توان رؤیت گر ارائه شده در [۴۶] را به صورت (۴۲) تعمیم داد.

$$\dot{z}_1 = z_2 - L_1 e_1 \quad (42)$$

$$\dot{z}_2 = z_3 - L_2 e_1$$

$$\dot{z}_3 = z_4 + bu - L_3 e_1$$

$$\dot{z}_4 = -L_4 fal(e_1, \alpha, \delta)$$

که L_1, L_2, L_3, L_4 , ثابت های مثبت است و متغیرهای حالت رؤیتگر به صورت $z_1 \rightarrow h_1 = y, z_2 \rightarrow h_2 = \dot{y}, z_3 \rightarrow h_3 = \ddot{y}$ و $z_4 \rightarrow F$ متغیرهای سیستم را تخمین می زنند.

همچنین تابع $fal(e_1, \alpha, \delta)$ با توجه به رابطه (۲۹) و مرجع [۴۶] به صورت زیر است:

$$fal(e_1, \alpha, \delta) = \begin{cases} |e_1|^\alpha \operatorname{sgn}(e_1) & |e_1| > \delta \\ \frac{e_1}{\delta^{1-\alpha}} & \text{otherwise} \end{cases} \quad (43)$$

اکنون با ایده گرفتن از روش ارائه شده در [۴۶] نشان داده می شود که حالت های تخمین زده شده با استفاده از رؤیت گر (۴۲) به حالت های واقعی سیستم (۴۱) همگرا می شوند. بدین منظور خطاهای رؤیت گر به صورت (۴۴) تعریف می شود.

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - y \\ e_2 = z_2 - \dot{y} \\ e_3 = z_3 - \ddot{y} \\ e_4 = z_4 - F \end{cases} \quad (44)$$

با تشکیل دینامیک خطا با استفاده از رؤیت گر (۴۲) خواهیم داشت:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = \dot{z}_1 - \dot{y} = z_2 - \dot{y} - L_1 e_1 = e_2 - L_1 e_1 \\ \dot{e}_2 = \dot{z}_2 - \ddot{y} = z_3 - \ddot{y} - L_2 e_1 = e_3 - L_2 e_1 \\ \dot{e}_3 = \dot{z}_3 - \ddot{y} = z_4 + bu - F - bu - L_3 e_1 = e_4 - L_3 e_1 \\ \dot{e}_4 = \dot{z}_4 - \dot{F} = -L_4 fal(e_1, \alpha, \delta) - g(t) \end{cases} \quad (45)$$

پایداری رؤیت گر تعمیم یافته (۴۲) با انتخاب مناسب پارامترهای L_1, L_2, L_3, L_4 به دست می آید. بردار مشتق خطا به صورت زیر تعریف می شود.

$$\dot{E} = [\dot{e}_1 \ \dot{e}_2 \ \dot{e}_3 \ \dot{e}_4]^T \quad (46)$$

به منظور طراحی کنترل کننده مد لغزشی استاندارد، متغیر لغزش به صورت (۳۴) تعریف می شود.

$$s = \ddot{y} + \lambda_2 \dot{y} + \lambda_1 y \quad (34)$$

که λ_1, λ_2 پارامترهای ثابت و مثبت هستند. با مشتق گیری از رابطه (۳۴) دینامیک متغیر لغزش به صورت زیر به دست می آید.

$$\dot{s} = \ddot{y} + \lambda_2 \ddot{y} + \lambda_1 \dot{y} = \quad (35)$$

$$f(x) + bu + d + \lambda_2 \ddot{y} + \lambda_1 \dot{y}$$

با توجه به رابطه (۲۲) ورودی کنترل مد لغزشی استاندارد به صورت زیر به دست می آید.

$$u = \frac{1}{b}(u_{eq} - k \operatorname{sgn}(s)) \quad (36)$$

که u_{eq} کنترل معادل است و به صورت زیر تعیین می شود:

$$u_{eq} = -f(x) - \lambda_2 \ddot{y} - \lambda_1 \dot{y} \quad (37)$$

بهره k نیز با توجه به کران بالای نامعینی به صورت زیر تعیین می شود.

$$k = \eta + \alpha \quad (38)$$

که α کران بالای نامعینی و η یک ثابت مثبت است. ورودی کنترل (۳۶) شامل تابع علامت است، بنابراین در سیگنال تولید شده، حتماً وزوز وجود دارد که دامنه وزوز به اندازه بهره k بستگی دارد. علاوه بر این، کنترل کننده مد لغزشی استاندارد ارائه شده در این بخش بر اساس متغیر لغزش تعریف شده در رابطه (۳۴) انجام شده است. در مشتق این متغیر لغزش، متغیرهایی از قبیل $f(x), \ddot{y}, \dot{y}$ موجود است، بنابراین برای حذف این متغیرها توسط u_{eq} نیاز به اندازه گیری تمامی متغیرهای مذکور می باشد؛ اما در سیستم (۱۸)، $y = x_1$ تنها متغیر قابل اندازه گیری است و به منظور کاهش هزینه و پیچیدگی فرض شده است که اطلاعات دیگری از سیستم در اختیار نیست؛ بنابراین متغیر لغزش (۳۴) و کنترل کننده های طراحی شده با استفاده از این سطح لغزش غیر قابل استفاده است. برای حل این مسئله در روش پیشنهاد شده در این مقاله، متغیر لغزش به گونه ای تعریف می شود که در مشتق آن اطلاعات کمتری ظاهر گردد. همچنین در ادامه رؤیت گر به گونه ای طراحی می گردد که اطلاعات مورد نیاز متغیر لغزش تخمین زده شود و در ورودی کنترل از این تخمین استفاده گردد. در این صورت روش پیشنهادی تنها با در اختیار داشتن اندازه گیری خروجی قابل پیاده سازی است. از دیگر مزایای روش پیشنهادی این است که با توجه به تعاریف صورت گرفته اثبات پایداری زمان محدود راحت تر از روش ارائه شده در مرجع [۴۶] انجام می شود.

۴-۲- طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از روش پیشنهادی

در این بخش ابتدا طراحی رؤیت گر مورد استفاده در روش پیشنهادی شرح داده می شود، سپس کنترل کننده پیشنهادی ارائه شده و در انتها پایداری زمان محدود در حضور کنترل کننده و رؤیت گر پیشنهادی اثبات می شود.

۴-۲-۱- طراحی رؤیت گر پیشنهادی

مشتق این متغیر لغزش به صورت (۵۱) است

$$\dot{s} = \dot{z}_3 + \lambda_2 \dot{z}_2 + \lambda_1 \dot{z}_1 = \quad (51)$$

$$z_4 + bu - L_3 e_1 + \lambda_2 \dot{z}_2 + \lambda_1 \dot{z}_1$$

ورودی کنترل به صورت (۵۲) پیشنهاد می گردد:

$$u = \frac{1}{b} (-z_4 + L_3 e_1 - \lambda_2 \dot{z}_2 - \lambda_1 \dot{z}_1 - \eta |s|^\gamma \operatorname{sgn}(s)) \quad (52)$$

$$0 < \gamma < 1$$

حال پایداری زمان محدود سیستم (۴۱) با استفاده از اطلاعات رؤیت-

گر (۴۲) و کنترل کننده (۵۲) اثبات می شود. برای این منظور تابع کاندید لیاپانوف زیر را در نظر بگیرید.

$$V(s) = \frac{1}{2} S^2 \quad (53)$$

مشتق تابع کاندید لیاپانوف به صورت زیر به دست است.

$$\dot{V}(s) = s\dot{s} = s(\dot{z}_3 + \lambda_2 \dot{z}_2 + \lambda_1 \dot{z}_1) = \quad (54)$$

$$s(z_4 + bu - L_3 e_1 + \lambda_2 \dot{z}_2 + \lambda_1 \dot{z}_1)$$

با جایگذاری قانون کنترل (۵۲) در رابطه (۵۴) داریم:

$$\dot{V}(s) = s(-\eta |s|^\gamma \operatorname{sgn}(s)) \leq -2^{\frac{\gamma+1}{2}} \eta V^{\frac{\gamma+1}{2}} \quad (55)$$

با توجه به رابطه (۵۶) همگرایی سیستم در زمان محدود تضمین

می شود و زمان همگرایی از رابطه (۵۶) به دست می آید [۴۶].

$$T_r \leq \frac{V^{\frac{1-\gamma}{2}}(s_0)}{2^{\frac{\gamma+1}{2}} \eta (1-\gamma)} \quad (56)$$

که مقدار اولیه $V(s)$ است؛ بنابراین پایداری زمان محدود

سیستم حلقه بسته تضمین می گردد.

۵- نتایج شبیه سازی

در این قسمت نتایج شبیه سازی ارائه شده است. در ابتدا نتایج شبیه سازی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه طراحی شده با استفاده از تئوری مد لغزشی مرتبه اول استاندارد ارائه می گردد. سپس نتایج شبیه سازی رؤیت گر و کنترل کننده پیشنهادی در دو سناریوی درگیری ارائه می شود. در ادامه به منظور مقایسه روش پیشنهادی با روش های متداول هدایت و کنترل، روش هدایت تناسبی حقیقی^۱ شبیه سازی شده است. در شبیه سازی این روش، دینامیک حلقه کنترل به صورت مرتبه اول در نظر گرفته شده است. زمان شروع فاز نهایی از ثانیه ۱۸ در نظر گرفته شده است. همچنین شرط اتمام شبیه سازی رسیدن به فاصله ی یک متری هدف بوده و اشیاع ۲۵ درجه نیز برای عملگرها در نظر گرفته شده است. جدول ۱ به صورت خلاصه اطلاعاتی از سناریو درگیری شبیه سازی شده و جدول ۲ نیز شرایط اولیه مورد استفاده در شبیه سازی را در اختیار قرار می دهد.

جدول ۱- اطلاعات مربوط به سناریوهای درگیری شبیه سازی شده

هنگامی که رؤیت گر پایدار باشد، بنابراین $\dot{E} = 0$ داریم:

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = 0 \Rightarrow e_2 = L_1 e_1 \\ \dot{e}_2 = 0 \Rightarrow e_3 = L_2 e_1 \\ \dot{e}_3 = 0 \Rightarrow e_4 = L_3 e_1 \\ \dot{e}_4 = 0 \Rightarrow \operatorname{fal}(e_1, \alpha, \delta) = -\frac{g(t)}{L_4} \end{cases} \quad (47)$$

که اگر $|e_1| > \delta$

$$|e_1|^\alpha \operatorname{sgn}(e_1) = -\frac{g(t)}{L_4} \Rightarrow \quad (48)$$

$$|e_1| = \left| \frac{g(t)}{L_4} \right|^{\frac{1}{\alpha}} \Rightarrow \begin{cases} |e_1| = L_1 \left| \frac{g(t)}{L_4} \right|^{\frac{1}{\alpha}} \\ |e_2| = L_2 \left| \frac{g(t)}{L_4} \right|^{\frac{1}{\alpha}} \\ |e_3| = L_3 \left| \frac{g(t)}{L_4} \right|^{\frac{1}{\alpha}} \end{cases}$$

و اگر $|e_1| \leq \delta$

$$\frac{e_1}{\delta^{1-\alpha}} = -\frac{g(t)}{L_4} \Rightarrow \quad (49)$$

$$|e_1| = \left| \frac{g(t)\delta^{1-\alpha}}{L_4} \right| \Rightarrow \begin{cases} |e_1| = L_1 \left| \frac{g(t)\delta^{1-\alpha}}{L_4} \right| \\ |e_2| = L_2 \left| \frac{g(t)\delta^{1-\alpha}}{L_4} \right| \\ |e_3| = L_3 \left| \frac{g(t)\delta^{1-\alpha}}{L_4} \right| \end{cases}$$

با توجه به (۴۸) و (۴۹) واضح است که خطای e_1 تا e_4 به پارامترهای

L_1, L_4, α و δ بستگی دارد که با انتخاب مناسب این پارامترها خطاهای رؤیت گر کوچک می شود و بنابراین حالت های رؤیت گر، حالت های سیستم اصلی را دنبال می کند. قاعده اساسی در انتخاب پارامترها به صورت $0 < \delta < 1$ و $0 < \alpha < 1, L_1, L_2, L_3, L_4 > 0$ است.

علاوه بر این L_4 باید به اندازه کافی بزرگ انتخاب شود تا مقدار $\left| \frac{g(t)}{L_4} \right|$ هر چند $g(t)$ نامعلوم است، کوچک باشد. همچنین L_1, L_2, L_3 باید به اندازه کافی کوچک باشد تا خطاهای رؤیت گر تا حد امکان کوچک گردد. انتخاب α کوچک تر نیز باعث کوچک شدن خطای حالت ماندگار می شود.

۲-۴- طراحی کنترل کننده پیشنهادی

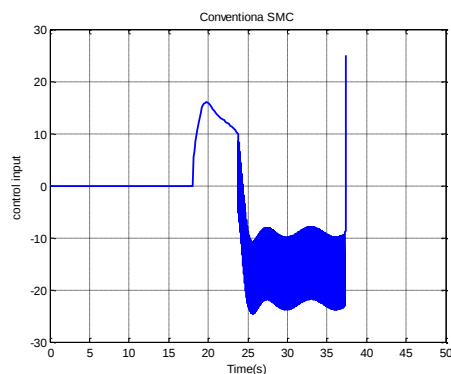
با استفاده از اطلاعات حاصل از رؤیت گر (۴۲) به منظور طراحی

کنترل کننده مد لغزشی، متغیر لغزش (۳۴) به صورت زیر اصلاح می شود.

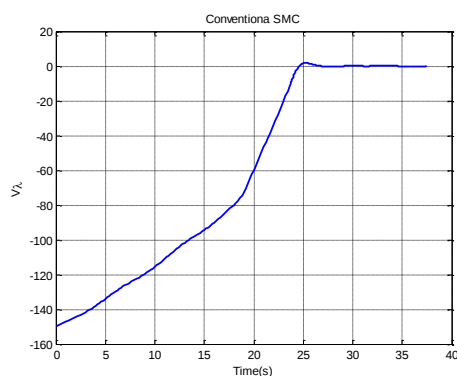
$$s = z_3 + \lambda_2 z_2 + \lambda_1 z_1 \quad (50)$$

¹ True Proportional Navigation (TPN)

می گردد که مد لغزشی استاندارد ورودی کنترلی با نوسانات فرکانس بالا تولید می کند که غیر قابل پیاده سازی است.

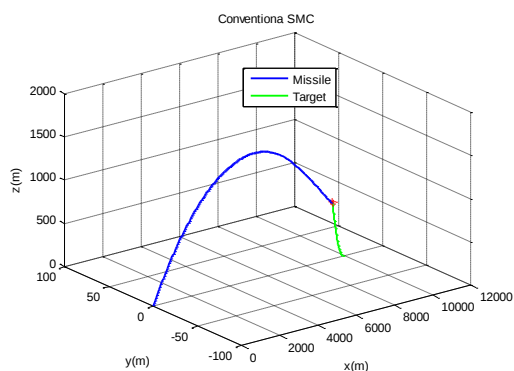


شکل ۳ تغییرات زاویه بالک در روش مد لغزشی استاندارد (سناریوی اول)



شکل ۴ سرعت نسبی جانبی در روش مد لغزشی استاندارد (سناریوی اول)

همچنین مسیر برخورد موشک باهدف نیز در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل ۵ مسیر برخورد موشک باهدف در روش مد لغزشی استاندارد (سناریوی اول)

همانطور که مشاهده می گردد، ورودی کنترل تولید شده توسط سیستم هدایت و کنترل طراحی شده با روش مد لغزشی استاندارد چترینگ دارد و غیر قابل پیاده سازی است. در ادامه به منظور شبیه سازی روش پیشنهادی از پارامترهای ارائه شده در جدول ۴ استفاده شده است.

شماره سناریو	R	V_m	V_t	a_t
۱	10(km)	$300 \frac{m}{s}$	$100 \frac{m}{s}$	$2 \sin(0.1t)$
۲	10(km)	$300 \frac{m}{s}$	$-100 \frac{m}{s}$	$2 \sin(0.2t)$
شماره سناریو	γ_m	γ_t	d_3	d_2
۱	0°	30°	$0.2 \sin(t)$	$0.5 \sin(t)$
۲	0°	30°	$0.2 \sin(t)$	$0.5 \sin(t)$

جدول ۲- شرایط اولیه مورد استفاده در شبیه سازی

$\lambda(0)$	$q(0)$	$\alpha(0)$
0	0	0

ضرایب آیرودینامیک مورد استفاده در شبیه سازی به صورت زیر

است [۳۷].

$$\frac{57.3QS_{ref}}{mV_m} = -0.6974, \frac{57.3QS_{ref}L_{ref}m_z^a}{I_{yy}} = -8.9005$$

$$\frac{QS_{ref}L_{ref}^2m_z^q}{I_{yy}V_m} = -27.41, \frac{57.3QS_{ref}L_{ref}m_z^{\delta_z}}{I_{yy}} = -3.1267$$

ابتدا به منظور بررسی پدیده نوسانات ناخواسته در ورودی کنترل (زاویه بالک)، سیستم های هدایت و کنترل یکپارچه طراحی شده با استفاده از رابطه (۳۶) برای سناریوی اول شبیه سازی می شود. به منظور شبیه سازی از پارامترهای ارائه شده جدول ۳ استفاده شده است.

جدول ۳ پارامترهای مورد استفاده در شبیه سازی مد لغزشی استاندارد

λ_1	λ_2	k
10	15	200

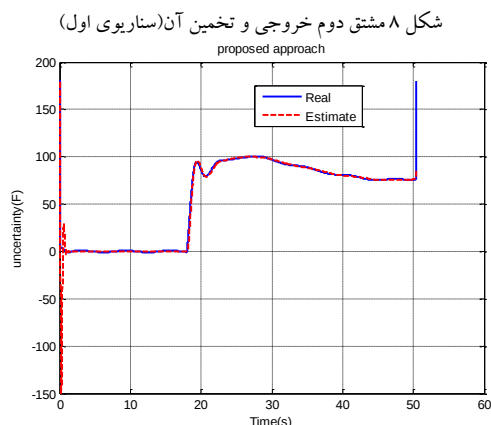
منحنی تغییرات زاویه بالک در شکل ۳ و سرعت نسبی جانبی رهگیر و هدف در شکل ۴ نشان داده شده است. با توجه به شکل ۳ مشاهده

جدول ۴ پارامترهای مورد استفاده در شبیه سازی روش پیشنهادی

δ	L_1	L_2	L_3	L_4
0.15	60	100	1000	5000
λ_1	λ_2	η	γ	α
5	2	1	0.7	0.8

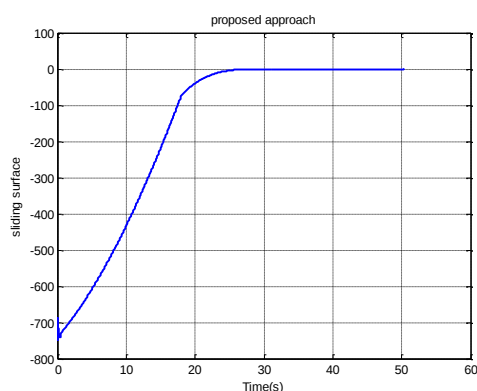
خروجی و مشتق اول و دوم آن به همراه تخمین آن ها به ترتیب در

شکل ۶، شکل ۷ و شکل ۸ نشان داده شده است. همچنین نامعینی و تخمین نامعینی نیز در شکل ۹ نشان داده شده است. با توجه به این شکل ها می توان بیان کرد که رؤیت گر به خوبی قادر به تخمین متغیر لغزش و نیز نامعینی بوده است.

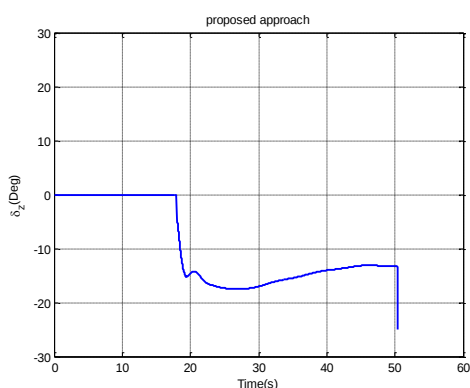


شکل ۹ نامعینی و تخمین آن (سناریوی اول)

شکل ۱۱ نیز منحنی تغییرات زاویه بالک به عنوان ورودی کنترل را نشان می دهد. همان گونه که مشاهده می گردد در این روش با داشتن تخمین نامعینی و حذف آن در قانون کنترل، بهره تابع علامت را می توان کوچک تر انتخاب کرد و در نتیجه دامنه نوسانات را کم و به ورودی کنترل همواری دست یافت.

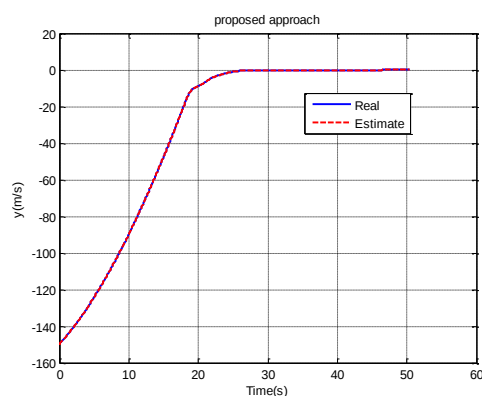


شکل ۱۱ تغییرات زاویه بالک (سناریوی اول)

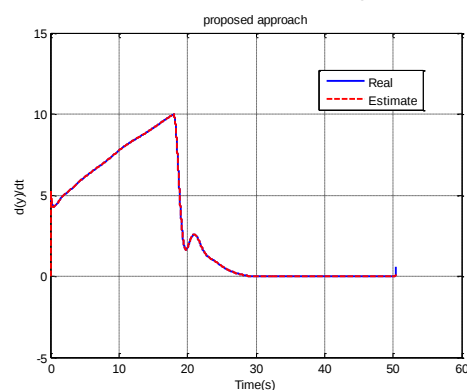


شکل ۱۱ تغییرات زاویه بالک (سناریوی اول)

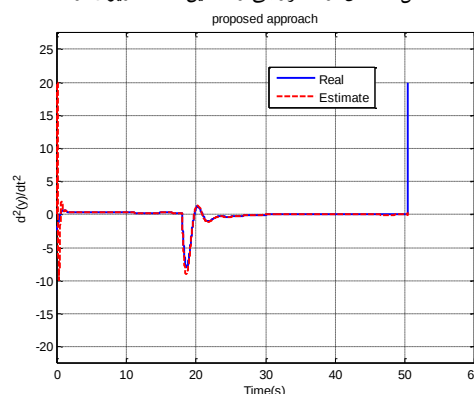
با توجه به شکل ۶ خروجی که همان سرعت نسبی جانبی است، قبل از اتمام مدت زمان رهگیری به صفر رسیده و برخورد باهدف تضمین خواهد شد. شکل ۱۲ نیز منحنی مسیر برخورد موشک باهدف بدون مانور را نشان می دهد.

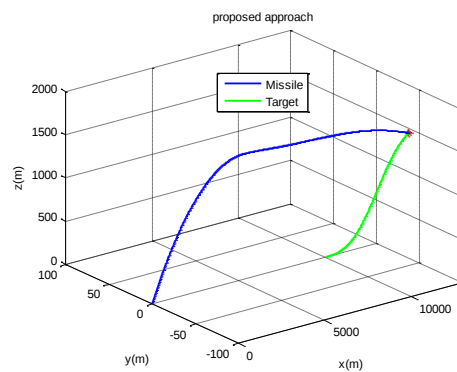
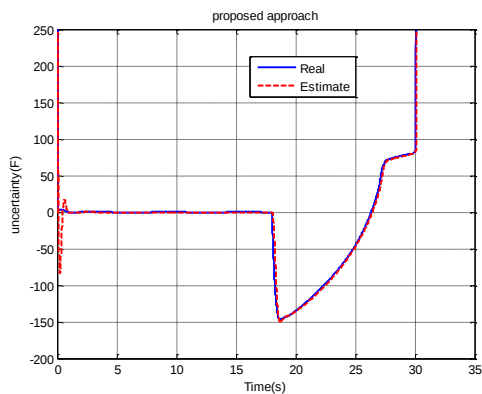


شکل ۶ خروجی و تخمین آن (سناریوی اول)



شکل ۷ مشتق اول خروجی و تخمین آن (سناریوی اول)

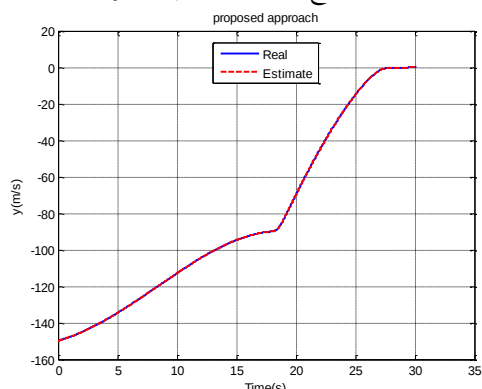
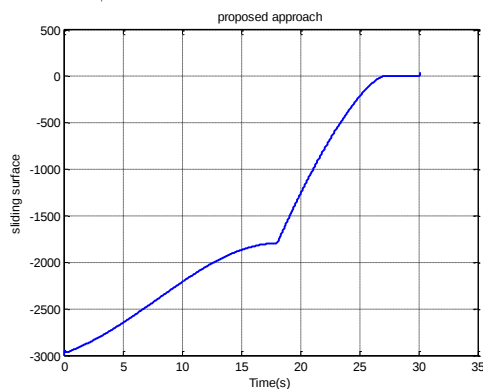




شکل ۱۲ مسیر برخورد موشک باهدف (سناریوی اول)

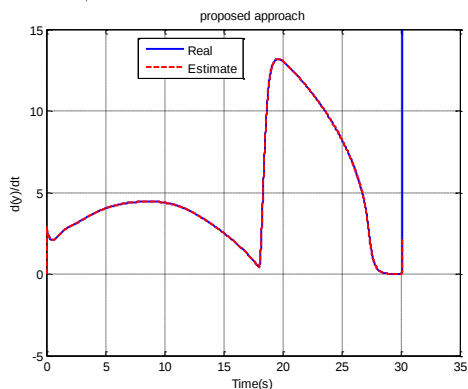
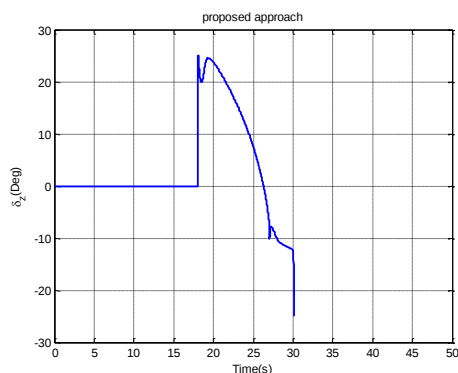
به منظور بررسی بیشتر روش پیشنهادی سناریوی درگیری دوم نیز

شبیه سازی شده است که نتایج شبیه سازی به صورت زیر است:



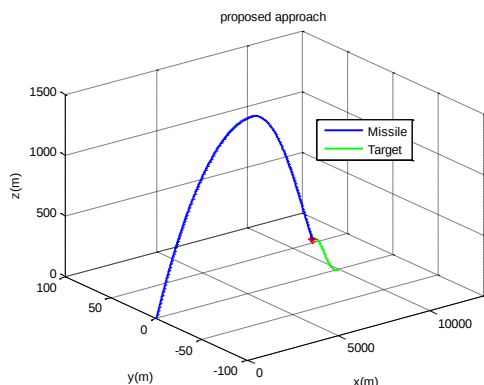
شکل ۱۶ نامعینی و تخمین آن (سناریوی دوم)

شکل ۱۳ خروجی و تخمین آن (سناریوی دوم)

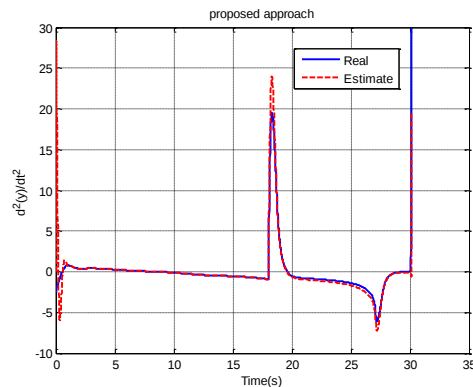


شکل ۱۷ منحنی متغیر لغزش (سناریوی دوم)

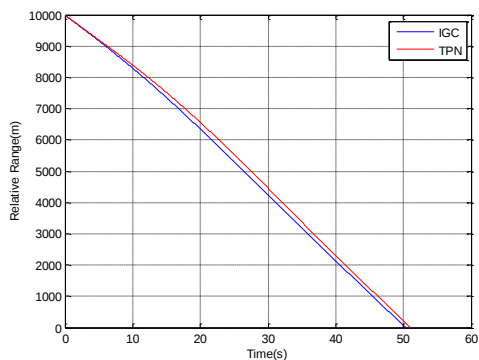
شکل ۱۴ مشتق اول خروجی و تخمین آن (سناریوی دوم)



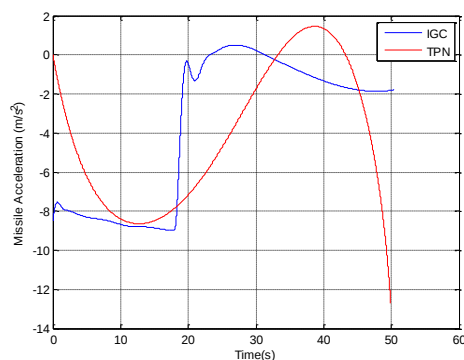
شکل ۱۹ مسیر برخورد موشک باهدف (سناریوی دوم)



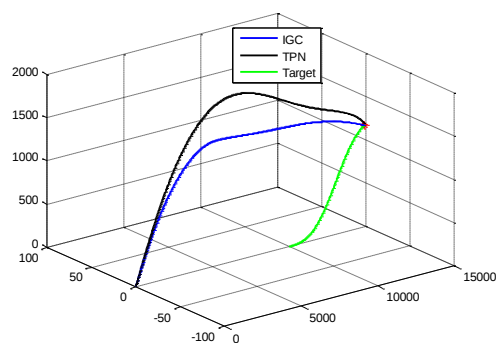
شکل ۱۵ مشتق دوم خروجی و تخمین آن (سناریوی دوم)



شکل ۲۲ مقایسه فاصله نسبی موشک و هدف



شکل ۲۳ مقایسه شتاب موشک



شکل ۲۴ مقایسه مسیر برخورد موشک باهدف

همچنین نتیجه مقایسه روش پیشنهادی و روش هدایت تناسبی حقیقی نیز در جدول ۵ نشان داده شده است.

جدول ۵- مقایسه روش پیشنهادی با روش هدایت تناسبی حقیقی

روش	فاصله از دست دهی (متر)	زمان برخورد (ثانیه)
روش پیشنهادی	۰.۵	۵۰.۴
TPN	۴	۵۱.۱۴

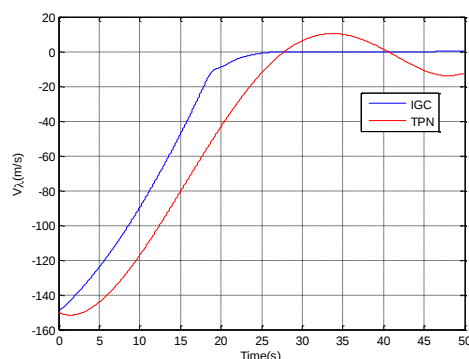
با توجه به نتایج حاصل از شبیه سازی می توان بیان کرد که ورودی کنترل همواری توسط رؤیت گر و کنترل کننده پیشنهادی صادر شده است و رهگیری هدف مانور دار به خوبی انجام شده است.

در ادامه به منظور مقایسه عملکرد روش پیشنهادی با روش های متداول هدایت و کنترل، روش هدایت تناسبی حقیقی شبیه سازی شده است. روش هدایت تناسبی به صورت رابطه (۵۷) است. در این روش با توجه به دینامیک در نظر گرفته شده در رابطه (۱۱) و (۱۴)، می توان دینامیک حلقه کنترل را به صورت رابطه مرتبه اول (۵۸) در نظر گرفت.

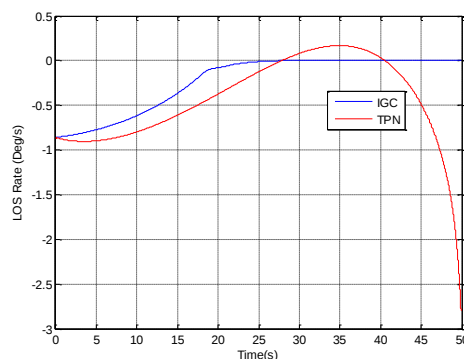
$$A_c = -NR\dot{\lambda} \quad (57)$$

$$\frac{A_m}{A_c} = \frac{1}{5s+1} \quad (58)$$

در این روابط A_c دستور شتاب تولید شده، A_m شتاب اعمال شده به موشک و N ثابت ناوبری است. نتایج شبیه سازی با استفاده از $N = 4$ در شکل ۲۰ تا شکل ۲۴ نشان داده شده است.



شکل ۲۰ مقایسه سرعت نسبی جانبی



شکل ۲۱ مقایسه نرخ چرخش خط دید

homing missiles," Johns Hopkins APL Technical Digest, vol. 25, no. 2, pp. 121-139, 2004.

[5] C.-F. Lin, J. Bibel, E. Ohlmeyer, and S. Malyevac, "Optimal design of integrated missile guidance and control," in AIAA and SAE, 1998 World Aviation Conference, 2007, p. 5519.

[6] X. Sun, T. Chao, S. Wang, and M. Yang, "Review of studies on integrated guidance and control design approach," in Control and Decision Conference (CCDC), 2015 27th Chinese, 2015, pp. 3958-3963: IEEE.

[7] J.-J. E. Slotine and W. Li, Applied nonlinear control (no. 1). Prentice hall Englewood Cliffs, NJ, 1991.

[8] A. Levant and L. M. Fridman, "Accuracy of homogeneous sliding modes in the presence of fast actuators," IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 55, no. 3, pp. 810-814, 2010.

[9] A. Levant and M. Livne, "Exact differentiation of signals with unbounded higher derivatives," IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 57, no. 4, pp. 1076-1080, 2012.

[10] A. Levant, "Homogeneity approach to high-order sliding mode design," Automatica, vol. 41, no. 5, pp. 823-830, 2005.

[11] S. Laghrouche, F. Plestan, and A. Glumineau, "Higher order sliding mode control based on integral sliding mode," Automatica, vol. 43, no. 3, pp. 531-537, 2007.

[12] A. Levant and A. Michael, "Adjustment of high-order sliding-mode controllers," International Journal of Robust and Nonlinear Control, vol. 19, no. 15, pp. 1657-1672, 2009.

[13] A. Levant, "Quasi-continuous high-order sliding-mode controllers," in Decision and Control, 2003. Proceedings. 42nd IEEE Conference on, 2003, vol. 5, pp. 4605-4610: IEEE.

[14] A. Levant, A. Pridor, R. Gitizadeh, I. Yaesh, and J. Ben-Asher, "Aircraft pitch control via second-order sliding technique," Journal of Guidance Control and Dynamics, vol. 23, no. 4, pp. 586-594, 2000.

[15] G. Bartolini, E. Punta, and T. Zolezzi, "Approximability properties for second-order sliding mode control systems," IEEE transactions on automatic control, vol. 52, no. 10, pp. 1813-1825, 2007.

[16] H. K. Khalil, Nonlinear Systems, Third Edition ed. (Prentice-Hall, Upper Saddle River). 2002.

[17] A. Ferrara and M. Rubagotti, "A sub-optimal second order sliding mode controller for systems with

با توجه به شکل ۲۰ و شکل ۲۱ اگرچه هر دو روش منجر به برخورد می شود اما به دلیل همگرایی دقیق تر نرخ چرخش خط دید در روش پیشنهادی در صورت وجود اغتشاشاتی که در نظر گرفته نشده اند، روش پیشنهادی مقاوم تر خواهد بود. علاوه بر این شکل ۲۲ و شکل ۲۴ نشان می دهد که در روش پیشنهادی ۰.۸ ثانیه زودتر برخورد انجام می شود. خطای فاصله از دست دهی در روش پیشنهادی کمتر از ۱ متر و در روش هدایت تناسبی حقیقی ۴ متر است. همچنین هردو روش شتاب با پیشینه اندازه تقریباً مشابه ایجاد می کنند. بنا براین نتایج مقایسه بیانگر برتری روش پیشنهادی نسبت به روش هدایت تناسبی حقیقی است.

۶- جمع بندی و نتیجه گیری

در این مقاله، طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه انجام شده است. به دلیل غیرخطی بودن روابط حاکم بر سینماتیک درگیری و همچنین وجود نامعینی هایی از جمله مانور هدف، تئوری کنترل مد لغزشی برای طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد گردید. خروجی بر اساس ایده ی ناوبری موازی، نرخ چرخش خط دید است که صفر شدن آن با شرط نزدیک شدن موشک به هدف، تضمین کننده ی برخورد است. بزرگ ترین مشکل روش مد لغزشی، وجود نوسانات فرکانس بالا در سیگنال کنترل است که پیاده سازی این کنترل کننده را غیرممکن می سازد. یک روش برای هموارسازی سیگنال کنترل در روش مد لغزشی، استفاده از رؤیت گر اغتشاش است. در این مقاله از رؤیت گر اغتشاش استفاده شده و با در اختیار داشتن تخمین اغتشاش و یک ساختار جدید از خانواده تئوری مد لغزشی، سیگنال کنترل کاملاً هموار شده است. علاوه بر این همگرایی زمان محدود در حضور نامعینی ها اثبات گردیده است. سیستم هدایت و کنترل طراحی شده با استفاده از روش پیشنهادی در شبیه سازی کامپیوتری مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج شبیه سازی نشان می دهند که تخمین نامعینی با دقت خوبی انجام شده و روش پیشنهادی سیگنال کنترل همواری صادر کرده که برخورد با هدف در مدت زمان محدود را تضمین می کند.

مراجع

[1] P. Zarchan, Tactical and strategic missile guidance. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.

[2] S. Shamaghdari, S.K.Y. Nikraves, M.Haeri, "Integrated guidance and control of elastic flight vehicle based on robust MPC," International Journal of Robust and Nonlinear Control, vol. 25, no.15, 2015.

[3] P. Menon, G. Sweriduk, and E. Ohlmeyer, "Optimal fixed-interval integrated guidance-control laws for hit-to-kill missiles," in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2003, pp. 1-9: AIAA Reston, VA.

[4] N. F. Palumbo, B. E. Reardon, and R. A. Blauwkamp, "Integrated guidance and control for

AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2008, p. 7433.

[29] D. Chwa, J. Y. Choi, and S. G. Anavatti, "Observer-based adaptive guidance law considering target uncertainties and control loop dynamics," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 14, no. 1, pp. 112-123, 2006.

[30] Z. Pan, W. Wang, S. Xiong, and K. Lu, "Three-dimensional integrated guidance and control for slide to turn missile with input saturation," in *Control and Decision Conference (CCDC)*, 2016 Chinese, 2016, pp. 2554-2559: IEEE.

[31] T.-W. Hwang and M.-J. Tahk, "Integrated backstepping design of missile guidance and control with robust disturbance observer," in *SICE-ICASE*, 2006. International Joint Conference, 2006, pp. 4911-4915: IEEE.

[32] Z.-e. Fan, D.-h. Yu, H.-c. Zhao, and W.-j. Gu, "Integrated backstepping guidance and control design with impact angle constraint," in *2011 International Conference in Electrics, Communication and Automatic Control Proceedings*, 2012, pp. 1107-1113: Springer.

[33] Y. Shu and S. Tang, "Integrated robust dynamic inversion design of missile guidance and control based on nonlinear disturbance observer," in *Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics (IHMSC)*, 2012 4th International Conference on, 2012, vol. 2, pp. 42-45: IEEE.

[34] S. He, T. Song, J. Wang, and D. Lin, "Disturbance observer-based robust integrated guidance and control design for tactical missiles," in *Control and Automation (ICCA)*, 2016 12th IEEE International Conference on, 2016, pp. 461-466: IEEE.

[35] S. He, W. Wang, and J. Wang, "Three-dimensional multivariable integrated guidance and control design for maneuvering targets interception," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 353, no. 16, pp. 4330-4350, 2016.

[36] G. M. Siouris, *Missile guidance and control systems*. Springer Science & Business Media, 2004.

[37] S. Xingling and W. Honglun, "Back-stepping active disturbance rejection control design for integrated missile guidance and control system via reduced-order ESO," *ISA transactions*, vol. 57, pp. 10-22, 2015.

[38] M. Ran, Q. Wang, D. Hou, and C. Dong, "Backstepping design of missile guidance and control based on adaptive fuzzy sliding mode control," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 27, no. 3, pp. 634-642, 2014.

[39] H. Yan and H. Ji, "Integrated guidance and control based on backstepping and input-to-state

saturation actuators," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 54, no. 5, pp. 1082-1087, 2009.

[18] A. Polyakov and A. Poznyak, "Reaching time estimation for "super-twisting" second order sliding mode controller via Lyapunov function designing," *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 54, no. 8, pp. 1951-1955, 2009.

[19] Y. Shtessel, J. Kochalummootil, C. Edwards, and S. Spurgeon, "Continuous adaptive finite reaching time control and second-order sliding modes," *IMA Journal of Mathematical Control and Information*, vol. 30, no. 1, pp. 97-113, 2012.

[20] F. Plestan, E. Moulay, A. Glumineau, and T. Cheviron, "Robust output feedback sampling control based on second-order sliding mode," *Automatica*, vol. 46, no. 6, pp. 1096-1100, 2010.

[21] Y. B. Shtessel, I. A. Shkolnikov, and A. Levant, "Smooth second-order sliding modes: Missile guidance application," *Automatica*, vol. 43, no. 8, pp. 1470-1476, 2007.

[22] S. Mobayen, "An adaptive fast terminal sliding mode control combined with global sliding mode scheme for tracking control of uncertain nonlinear third-order systems," *Nonlinear Dynamics*, vol. 82, no. 1-2, pp. 599-610, 2015.

[23] F. Plestan, Y. Shtessel, V. Bregeault, and A. Poznyak, "New methodologies for adaptive sliding mode control," *International journal of control*, vol. 83, no. 9, pp. 1907-1919, 2010.

[24] D. Lianos, Y. Shtessel, and I. Shkolnikov, "Integrated guidance-control system of a homing interceptor-Sliding mode approach," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2001, p. 4218.

[25] D. Chwa and J. Y. Choi, "Adaptive nonlinear guidance law considering control loop dynamics," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 39, no. 4, pp. 1134-1143, 2003.

[26] M. Idan, T. Shima, and O. M. Golan, "Integrated sliding mode autopilot-guidance for dual-control missiles," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 4, pp. 1081-1089, 2007.

[27] Y. B. Shtessel, I. A. Shkolnikov, and A. Levant, "Guidance and Control of Missile Interceptor using Second-Order Sliding Modes," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 45, no. 1, pp. 110-124, 2009.

[28] C. Tournes and Y. Shtessel, "Integrated guidance and autopilot for dual controlled missiles using higher order sliding mode controllers and observers," in

stability," in Control Conference (CCC), 2011 30th Chinese, 2011, pp. 654-658: IEEE.

[40] V. Behnamgol, A. R. Vali, A. Mohammadi, "A new observer-based chattering-free sliding mode guidance law," Institution of Mechanical Engineers, vol. 230, no. 8, pp.1486-1495, 2015.

[41] G. M. Marks, Y. Shtessel, H. Gratt, and I. Shkolnikov, "Effects of high order sliding mode guidance and observers on hit-to-kill interceptions," sign, vol. 3, no. 1, p. 0, 2001.

[42] Y. B. Shtessel, I. A. Shkolnikov, and M. D. Brown, "An Asymptotic Second-Order Smooth Sliding Mode Control," Asian journal of control, vol. 5, no. 4, pp. 498-504, 2003.

[43] H. Zhou, S. Song, J. Song, and J. Niu, "Design of second-order sliding mode guidance law based on the nonhomogeneous disturbance observer," Journal of Control Science and Engineering, vol. 2014, p. 19, 2014.

[44] W. Wang, S. Xiong, X. Liu, S. Wang, and L. Ma, "Adaptive nonsingular terminal sliding mode guidance law against maneuvering targets with impact angle constraint," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 229, no. 5, pp. 867-890, 2015.

[45] D. Zhou, S. Sun, J. Y. Zhou, and K. L. Teo, "A discrete sliding-mode guidance law," Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, vol. 137, no. 2, p. 024501, 2015.

[46] Z. Zhu, D. Xu, J. Liu, and Y. Xia, "Missile Guidance Law Based on Extended State Observer," IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 60, no. 12, pp. 5882-5891, 2013.