مجله کنترل
ISSN (print) 2008-8345
ISSN (online) 2538-3752
جلد ۱۴، شماره ۱، بهار ۱۳۹۹، صفحه ۶۳-۴۹

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

محمّدجواد رجبی[۱]، احمدرضا ولی[۲] و وحید بهنام گل[۳]

[۱] فارغ‌التحصیل کارشناسی ارشد مهندسی برق، مجتمع دانشگاهی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، mjrajabi1992@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

دریافت: ۱۳۹۷/۰۲/۶ ویرایش: ۱۳۹۷/۰۴/۱۶ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۵/۲۱

چکیده: طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه در اجسام پرنده یکی از زمینه‌های تحقیقاتی در حوزه هوافضا بوده که در سال‌های اخیر موردتوجه محققین قرارگرفته است. به دلیل غیرخطی بودن معادلات سینماتیکی و دینامیکی رهگیرهای آشیانه یاب در فاز نهایی و وجود نامعینی‌هایی ازجمله 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 کنترل‌کننده را غیرممکن می‌سازد. یک روش برای هموارسازی سیگنال کنترل در روش مد لغزشی، استفاده از رؤیت‌گر 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 هموارشده است. همچنین همگرایی زمان محدود در حضور نامعینی تضمین‌شده است. سیستم هدایت و کنترل طراحی‌شده با استفاده از روش پیشنهادی در شبیه‌سازی کامپیوتری مورد ارزیابی قرارگرفته است.

کلمات کلیدی: هدایت و کنترل یکپارچه، کنترل مد لغزشی، رؤیت‌گر 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, siding 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.

نویسنده عهده دار مکاتبات: محمّد جواد رجبی

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

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 توسعه‌یافته و با فرض ایده آل بودن خود خلبان[1] آزموده می‌شود. خودخلبان نیز به‌طور مستقل طراحی و با فرض ایده آل بودن قانون هدایت آزموده می‌شود. درنهایت درصورتی‌که عملکرد کلی سیستم رضایت‌بخش نباشد، در زیرسیستم‌ها تغییراتی را اعمال می‌کنند. هرچند این روش درگذشته به‌خوبی قابل‌استفاده بوده است، ولی احتمال طراحی مجدد و درنتیجه افزایش مدت‌زمان و هزینه طراحی وجود دارد. از دیگر مشکلات این روش می‌توان به طراحی محافظه‌کارانه 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 تعقیب‌کننده 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 غیرقابل‌قبول می‌شود. ازاین‌رو بهتر است تا حالت‌های زیرسیستم‌های هدایت و کنترل به‌طور هم‌زمان درروند طراحی در نظر گرفته شوند تا دقت و عملکرد کلی سیستم در فاز نهایی افزایش یابد. این امر موجب بهبود کار آیی، صرفه‌جویی در زمان و هزینه می‌گردد. در روش طراحی یکپارچه سیستم هدایت و کنترل، تمام قیود زیرسیستم‌ها در حین طراحی در نظر گرفته می‌شوند و درنتیجه عملکرد سیستم بهبود خواهد یافت[۱-۶].

در سال‌های اخیر سیستم هدایت و کنترل با استفاده از روش‌های مختلفی ازجمله کنترل بهینه، کنترل مقاوم، کنترل تطبیقی، کنترل گام به عقب و کنترل مد لغزشی، به روش سنتی و یکپارچه طراحی‌شده 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 کنترل‌کننده مد لغزشی قابل پیاده‌سازی نیست [۷-۱۶]. یکی از روش‌های پرکاربرد برای هموار کردن چترینگ، استفاده از تقریب پیوسته‌ای از کنترل‌کننده مد لغزشی ناپیوسته در یک‌لایه‌ی 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 فراپیچش 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 رؤیت‌گر برای تخمین نامعینی و طراحی ورودی کنترل استفاده‌شده است. در این حالت با فراهم بودن تخمین نامعینی می‌توان دامنه نوسان را کاهش داد و یا نوسان را به‌کلی حذف نمود. به دلیل غیرخطی بودن معادلات حاکم بر سینماتیک نسبی بین موشک و هدف در فاز نهایی و وجود نامعینی‌هایی ازجمله مانور هدف و اغتشاشات خارجی، تئوری کنترل مد لغزشی ابزاری مناسب برای طراحی یکپارچه سیستم هدایت و کنترل بوده که در سال‌های اخیر موردتوجه محققین قرارگرفته است.

در[۲۴] با استفاده از روش مد لغزشی مرتبه بالا و روش گام به عقب حلقه‌های هدایت و کنترل به‌صورت دو حلقه مجزا طراحی‌شده است، اما چون قانون هدایت از اطلاعات متغیرهای دینامیکی برای تولید فرمان هدایت استفاده می‌کند، از عنوان یکپارچه استفاده‌شده است. در [۲۵] قانون هدایت غیرخطی تطبیقی با در نظر گرفتن دینامیک حلقه کنترل ارائه‌شده است که از برخی پارامترها مانند مشتقات نرخ چرخش خط دید که قابل‌اندازه‌گیری نیست، استفاده می‌کند. در[۲۶] طراحی یکپارچه هدایت و کنترل با استفاده از روش مد لغزشی مرتبه اول انجام‌شده است. در[۲۷] طراحی هدایت و خود خلبان یکپارچه با استفاده از مد لغزشی مرتبه دوم هموار پیشنهادشده است. در [۲۸] هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از مد لغزشی مرتبه بالا طراحی‌شده است. در[۲۹] یک روش مبتنی بر رؤیت‌گر با در نظر گرفتن دینامیک تقریبی مرتبه دوم حلقه کنترل ارائه‌شده است. مشکل روش مطرح در این مرجع آن است که تنها قانون هدایت طراحی‌شده و درروند 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 رؤیت‌گر مورداستفاده 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 رؤیت‌گر خطی انجام‌شده 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 ازجمله زاویه حمله و زاویه

[1] autopilot

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

سرش جانبی نیاز است. علاوه بر این در شبیه‌سازی‌های ارائه‌شده، مشخص است که در ورودی هر سه کانال اشباع رخ می‌دهد. در [۳۱] طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از روش گام به عقب انجام‌شده است. در این مرجع نیز به متغیرهایی از قبیل نرخ چرخش خط دید، سرعت نزدیک شوندگی، برد نسبی، سرعت زاویه‌ای 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 انجام‌شده است که مشکلاتی مشابه [۳۱] دارد. در[۳۳] طراحی هدایت و کنترل یکپارچه بر اساس کنترل مقاوم دینامیک معکوس و رؤیت گر غیرخطی انجام‌شده است. عیب اساسی این مرجع آن است که حالت‌های سیستم را قابل‌اندازه‌گیری فرض کرده است و تنها به‌منظور تخمین نامعینی از رؤیت‌گر استفاده نموده است. در [۳۴] با استفاده از رویکرد گام به عقب و نیز رؤیت‌گر غیرخطی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه موشک به‌منظور رهگیری اهداف مانور دار طراحی‌شده است. در این مرجع نیز با فرض در دسترس بودن حالت‌های سیستم، کنترل‌کننده و رؤیت‌گر طراحی‌شده است، حال‌آنکه در واقعیت اندازه‌گیری حالت‌ها حتی در صورت امکان بسیار پرهزینه و پیچیده است که پیاده‌سازی این روش را سخت می‌کند. 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 ارائه‌شده است. در این روش هرچند به دلیل استفاده از قانون تطبیق، کران بالای نامعینی و مشتق آن موردنیاز نیست، اما نرخ زاویه‌ای خط دید به‌صورت مجانبی به صفر همگرا می‌شود. همچنین ایراد دیگر این است که حالت‌های سیستم در دسترس فرض شده و تنها اغتشاش تخمین زده می‌شود.

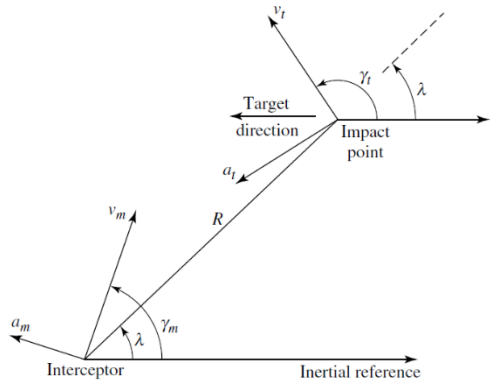
در این مقاله سیستم هدایت و کنترل یکپارچه یک رهگیر آشیانه یاب دارای کنترل آیرودینامیکی با استفاده از الگوریتم خاصی از تئوری مد لغزشی طراحی می‌شود. با استفاده از این روش جدید، سیگنال کنترلی همواری صادر می‌شود و به دلیل استفاده از رؤیت‌گر، نیازی به اندازه‌گیری متغیرهای حالت و نامعینی نیست. همچنین پایداری زمان محدود حلقه بسته تضمین می‌گردد. برای این منظور ابتدا مدل یکپارچه سیستم هدایت و کنترل به‌صورت یک سیستم غیرخطی همراه با نامعینی ارائه می‌گردد. در این مدل بر اساس ایده ناوبری موازی، سرعت نسبی جانبی بین موشک و هدف به‌عنوان تنها خروجی سیستم در نظر گرفته‌شده است. سرعت نسبی جانبی، اختلاف مؤلفه‌های سرعت موشک و هدف در راستای عمود بر خط دید بوده و درصورتی‌که صفر شود، خط دید نخواهد چرخید. صفر شدن این متغیر با شرط نزدیک شدن موشک به هدف، تضمین‌کننده برخورد است. تخمین نامعینی موجود در دینامیک متغیر لغزش و اطلاعات موردنیاز از سیستم با استفاده از یک رؤیت‌گر غیرخطی انجام خواهد شد که تنها از اطلاعات خروجی قابل‌اندازه‌گیری (سرعت نسبی جانبی) استفاده می‌کند. با استفاده از اطلاعات تخمین زده‌شده، به‌منظور طراحی کنترل‌کننده یک متغیر لغزش تعریف می‌شود. در ادامه یک کنترل‌کننده مد لغزشی هموار طراحی‌شده است. اثبات پایداری رؤیت‌گر و صفر شدن (رسیدن به سطح لغزش) سرعت نسبی جانبی در مدت‌زمان محدود نیز انجام‌شده است. نتایج شبیه‌سازی برای بررسی کار آیی روش پیشنهادی ارائه‌شده است.

۲- مدل‌سازی یکپارچه سیستم هدایت وکنترل

در این بخش ابتدا معادلات سینماتیکی نسبی بین رهگیر و هدف ارائه‌شده و سپس روابط دینامیکی تشریح می‌شوند. در انتها معادلات یکپارچه به‌منظور طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه معرفی می‌گردند.

۲-۱- مدل‌سازی سینماتیک

به‌منظور مدل‌سازی سینماتیک موشک و هدف، هندسه‌ی درگیری دوبعدی نشان داده‌شده در شکل ۱ در نظر گرفته‌شده است که در آن موشک و هدف به ترتیب با زیرنویس‌های m و t مشخص‌شده‌اند. 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 داده‌شده است. همچنین در این شکل γ_m زاویه‌ی مسیر پرواز رهگیر با خط مرجع، γ_t زاویه‌ی مسیر پرواز هدف با خط مرجع و a_m و a_t شتاب جانبی عمود بر بردار سرعت رهگیر و هدف است.



شکل ۱- هندسه‌ی دوبعدی درگیری موشک و هدف[۳۶]

سرعت نزدیک شدن[1] رهگیر به هدف و سرعت نسبی جانبی[2] بین رهگیر و هدف به ترتیب به‌صورت (۱) و (۲) به دست می‌آید:

$$\dot{R} = -V_m \cos(\lambda - \gamma_m) + V_t \cos(\lambda - \gamma_t) \quad (۱)$$

$$V_\lambda = R\dot{\lambda} = V_m \sin(\lambda - \gamma_m) - V_t \sin(\lambda - \gamma_t) \quad (۲)$$

[1] Closing Velocity

[2] Relative Lateral Velocity

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

در مدل‌سازی سینماتیک معمولاً سرعت موشک و هدف ثابت فرض می‌شود، با این فرض مشتق روابط (۱) و (۲)، به‌صورت زیر محاسبه می‌شوند.

$$\ddot{R} = \left(\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_m\right) V_m \sin(\lambda - \gamma_m) - \left(\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_t\right) V_t \sin(\lambda - \gamma_t) \quad (۳)$$

$$\dot{V}_\lambda = -\dot{R}\dot{\lambda} + \cos(\lambda - \gamma_t) a_t - \cos(\lambda - \gamma_m) a_m \quad (۴)$$

که $\dot{\lambda}$ نرخ چرخش (سرعت زاویه‌ای) خط دید است. سرعت زاویه‌ای مسیر پرواز رهگیر و هدف نیز به‌صورت زیر است.

$$\dot{\gamma}_m = \frac{a_m}{V_m} \quad (۵)$$

$$\dot{\gamma}_t = \frac{a_t}{V_t} \quad (۶)$$

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

$$\theta = \gamma_m + \alpha \quad (۷)$$

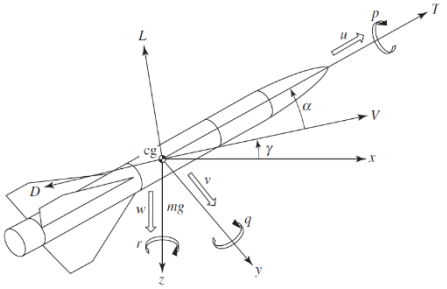
با مشتق‌گیری از این رابطه داریم:

$$\dot{\alpha} = \dot{\theta} - \dot{\gamma}_m = q - \frac{a_m}{V_m} \quad (۸)$$

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

۲-۲- مدل‌سازی دینامیک

به‌منظور مدل‌سازی دینامیکی، رابطه شتاب جانبی موشک با نیروهای وارد شونده به آن با توجه به شکل ۲ را می‌توان به فرم (۹) نوشت.



شکل ۲- نیروهای واردشده بر موشک[۳۶]

$$\sum F = ma_m \Rightarrow \quad ma_m = L + T\sin\alpha - mg\cos\gamma_m \quad (۹)$$

که T نیروی پیشرانش و L نیروی برآ[1] است و رابطه آن به‌صورت زیر است:

$$L = QS_{ref} C_{L_\alpha} \alpha \quad (۱۰)$$

که S_{ref} سطح مقطع موشک، Q فشار دینامیکی و C_{L_α} شیب منحنی برآ برحسب زاویه حمله است. رابطه نرخ فراز و لختی دورانی صفحه فراز نیز به‌صورت زیر است:

$$\dot{q} = \frac{M_{yy}}{I_{yy}} \quad (۱۱)$$

که I_{yy} لختی دورانی و M_{yy} گشتاور فراز بوده و به‌صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$M_{yy} = QS_{ref} L_{ref} \left(C_{M_\alpha}\alpha + C_{M_{\delta z}}\delta z + C_{M_q} q\right) \quad (۱۲)$$

که δz زاویه بالک برای کنترل کانال خمش[2] و C_{M_α}، C_{M_δ} و C_{M_q} ضرایب آیرودینامیکی گشتاور فراز است. معمولاً نیروی برآ با فرض اینکه زاویه حمله بر حسب رادیان است، به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود[۳۷].

$$L = 57.3 QS_{ref}\alpha \quad (۱۳)$$

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

$$a_m = -g\cos\gamma_m + \frac{57.3 QS_{ref}\alpha}{m} \quad (۱۴)$$

۳-۲- یکپارچه‌سازی معادلات سینماتیک و دینامیک

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

$$\dot{V}_\lambda = -\dot{R}\dot{\lambda} + \cos(\lambda - \gamma_t) a_t - \cos(\lambda - \gamma_m)\left(-g\cos\gamma_m + \frac{57.3 QS_{ref}\alpha}{m}\right) \quad (۱۵)$$

$$\dot{\alpha} = q - \frac{1}{mV_m}\left(-mg\cos\gamma_m + 57.3 QS_{ref}\alpha\right) \quad (۱۶)$$

با توجه به [۳۷] رابطه (۱۲) را می‌توان به‌صورت زیر نوشت.

$$M_{yy} = 57.3 QS_{ref} L_{ref} m_z^\alpha \alpha + \frac{QS_{ref} {L_{ref}}^2 m_z^q}{V_m} q + 57.3 QS_{ref} L_{ref} m_z^{\delta_z}\delta z \quad (۱۷)$$

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

[1] Lift
[2] Pitch

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

$$\begin{cases}\dot{x}_1 = f_1(x_1) + b_1 x_2 + d_1 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_2) + b_2 x_3 + d_2 \\ \dot{x}_3 = f_3(x_3) + b_3 u + d_3 \end{cases} \quad (۱۸)$$
$$y = x_1$$

که

$$\begin{cases} f_1(x_1) = -\dot{R}\dot{\lambda} + g\cos(\lambda - \gamma_m)\cos\gamma_m \\ f_2(x_2) = -\dfrac{57.3QS_{ref}}{mV_m}\alpha + \dfrac{g\cos\gamma_m}{V_m} \\ f_3(x_3) = \dfrac{57.3QS_{ref}L_{ref}m_z^{\alpha}}{I_{yy}}\alpha + \dfrac{QS_{ref}{L_{ref}}^2 m_z^{q}}{I_{yy}V_m}q \end{cases}$$

$$\begin{cases} b_1 = -\dfrac{57.3QS_{ref}}{m}\cos(\lambda - \gamma_m) \\ b_2 = 1 \\ b_3 = \dfrac{57.3QS_{ref}L_{ref}m_z^{\delta_z}}{I_{yy}} \end{cases}$$

$$\begin{cases} d_1 = \cos(\lambda - \gamma_t)a_t \\ d_2 = d_2(\Delta_2) \\ d_3 = d_3(m_z^{\alpha}, m_z^{q}, \Delta_3) \end{cases}$$

از ویژگی‌های اصلی سیستم (۱۸) این است که در دینامیک زیرسیستم‌های x_1 و x_2 عدم قطعیت ناسازگار[1]، به‌صورت توابع غیرخطی متغیر بازمان از حالت‌های سیستم وجود دارد. d_3 نیز عدم قطعیت سازگار[2] است. عدم قطعیت d_1 شتاب ناشناخته هدف است، درحالی‌که d_2 و d_3 نشان‌دهنده اغتشاشات متغیر بازمان ناشی از تغییر پارامترهای آیرودینامیکی و اختلالات خارجی Δ_i است[۳۴, ۳۷-۳۹].

۳- کنترل‌کننده مد لغزشی هموار مبتنی بر رؤیت‌گر

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

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (۱۹)$$

۱- $x \in X \subset \mathbb{R}^n$ بردار حالت، $u \subset \mathbb{R}$ 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 به‌نحوی‌که 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 به‌صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}\dot{s} &= \frac{\partial s}{\partial t} + \frac{\partial s}{\partial x}f(x) + \frac{\partial s}{\partial x}g(x)u \\ &= a(x,t) + b(x,t)u\end{aligned} \quad (۲۰)$$

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:

$$a(x,t) = \bar{a}(x,t) + d(t) \quad (۲۱)$$

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

۴- نامعینی دارای کران بالا به‌صورت $|d| \le L_d$ است.

کنترل‌کننده 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 به‌صورت زیر معرفی‌شده است[۷, ۱۶]:

$$u = \frac{1}{b(x,t)}\left[-\bar{a}(x,t) - k\,sign(s)\right] \quad (۲۲)$$

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

$$k = \eta + \alpha \quad (۲۳)$$

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 کنترل‌کننده مد لغزشی را ناممکن می‌کند. به‌منظور هموار کردن این رفتار از روش‌هایی ازجمله روش تقریب پیوسته، مد لغزشی مرتبه بالا، کنترل مد لغزشی تطبیقی و استفاده از رؤیت‌گر استفاده‌شده است. در برخی مراجع از رؤیت‌گر برای تخمین نامعینی و طراحی ورودی کنترل استفاده‌شده است. در این حالت با فراهم بودن تخمین نامعینی می‌توان دامنه نوسان را کاهش داد و یا نوسان را به‌کلی حذف نمود. در این صورت با فراهم بودن تخمین نامعینی ورودی کنترل را می‌توان به‌صورت زیر در نظر گرفت:

$$u = \frac{1}{b(x,t)}\left[-\bar{a}(x,t) - \eta\,sign(s) - \hat{d}(t)\right] \quad (۲۴)$$

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

$$\begin{cases} \dot{\hat{s}} = \bar{a}(x,t) + b(x,t)u + z_1 + L_0 sign(s - \hat{s}) \\ \dot{z}_1 = z_2 + L_1 sign(s - \hat{s}) \\ \vdots \\ \dot{z}_{m-1} = z_m + L_{m-1} sign(s - \hat{s}) \\ \dot{z}_m = L_m sign(s - \hat{s}) \end{cases} \quad (۲۵)$$

[1] unmatched
[2] matched

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

که z_1 تخمین بخش نامعین $d(t)$ است[۴۰]. در [۱۲, ۴۱] با اصلاح الگوریتم فراپیچش، الگوریتم جدیدی از مد لغزشی مرتبه دوم مبتنی بر رؤیت‌گر ارائه گردیده که سیگنال کنترل هموارتری نسبت به الگوریتم فراپیچش صادر می‌کند. 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 به‌صورت زیر ارائه گردیده است:

$$\begin{cases} u = \dfrac{1}{b(x,t)}\left(-\bar{a}(x,t) - z_1 + u_1\right) - \\ \quad \dfrac{1}{b(x,t)}\left(k_1 |s|^{m/(m+1)}\, sign(s)\right) \\ \dot{u}_1 = -k_2 |s|^{(m-1)/(m+1)}\, sign(s) \end{cases} \quad (۲۶)$$

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

$$\begin{cases} \dot{z}_0 = v_0 + f(x,t) + g(x,t)u \\ v_0 = -\delta_0 L^{1/(m+1)} |z_0 - s|^{m/(m+1)}\, sign(z_0 - s) \\ \qquad + z_1 \\ \dot{z}_1 = v_1 \\ v_1 = -\delta_1 L^{1/m} |z_1 - v_0|^{(m-1)/m}\, sign(z_1 - v_0) + z_2 \\ \vdots \\ \dot{z}_{m-1} = v_{m-1} \\ v_{m-1} = -\delta_{m-1} L^{1/2} |z_{m-1} - v_{m-2}|^{1/2}\, sign(z_{m-1} - v_{m-2}) + \\ \qquad z_m \\ \dot{z}_m = -\delta_m L\, sign(z_m - v_{m-1}) \end{cases} \quad (۲۷)$$

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

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 + \bar{a}(x,t) + b(x,t)u - L_1 e_1 \\ \dot{z}_2 = -L_2\, fal(e_1, \alpha, \delta) \end{cases} \quad (۲۸)$$

که $e_1 = z_1 - s$ و $z_2 \to d(t), z_1 \to s$. همچنین

$$fal(e_1, \alpha, \delta) = \begin{cases} |e_1|^{\alpha}\, \mathrm{sgn}(e_1) & |e_1| > \delta \\ \dfrac{e_1}{\delta^{1-\alpha}} & otherwise \end{cases} \quad (۲۹)$$

با تخمین حاصل از رؤیت‌گر، ورودی کنترل در این مرجع به‌صورت (۳۰) ارائه‌شده است.

$$u = \frac{1}{b(x,t)}\left[-\bar{a}(x,t) - z_2 - \tau s - \sigma |s|^{\gamma}\, \mathrm{sgn}(s)\right] \quad (۳۰)$$

در بخش بعد سیستم هدایت و کنترل یکپارچه با استفاده از روندی مشابه با مرجع [۴۶]طراحی خواهد شد. در روش مورداستفاده، رؤیت‌گر رابطه (۲۸) با تعمیم برای تخمین نامعینی و متغیرهای حالت موردنیاز استفاده گردیده و همچنین کنترل کنترل‌کننده رابطه (۳۰) با یک اصلاح جزئی که در ادامه بیان می‌گردد، استفاده می‌شود. البته در روش پیشنهادی اثبات پایداری زمان محدود سیستم حلقه بسته نیز ارائه خواهد شد.

٤- طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه

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

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 می‌شوند. این سیستم به فرم نرمال نبوده، بنابراین برای طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی استاندارد، از خروجی سه بار مشتق گرفته می‌شود تا ورودی ظاهر شود.

$$\dot{y} = \dot{x}_1 = f_1(x_1) + b_1 x_2 + d_1 \quad (۳۱)$$

$$\ddot{y} = \dot{f}_1(x_1) + \dot{b}_1 x_2 + b_1(f_2(x_2) + b_2 x_3) + b_1 d_2 + \dot{d}_1 \quad (۳۲)$$

$$\dddot{y} = f(x) + bu + d \quad (۳۳)$$

$$f(x) = \ddot{f}_1(x_1) + \ddot{b}_1 x_2 + 2\dot{b}_1(f_2(x_2) + b_2 x_3) + b_1 \dot{f}_2(x_2) + b_1 \dot{b}_2 x_3 + b_1 b_2 f_3(x_3)$$

$$b = b_1 b_2 b_3$$

$$d = 2\dot{b}_1 d_2 + b_1 \dot{d}_2 + b_1 b_2 d_3 + \ddot{d}_1$$

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

$$\dot{f}_1(x_1) = -(\dddot{\mathrm{R}}\,\dot{\lambda} + \ddot{\mathrm{R}}\,\ddot{\lambda}) - \frac{g}{2}(\dot{\lambda}\sin(\lambda) + (\dot{\lambda} - 2\dot{\gamma}_{\mathrm{m}})\sin(\lambda - 2\gamma_{\mathrm{m}}))$$

$$\dot{f}_2(x_2) = -\frac{57.3QS_{ref}}{mV_m}\dot{\alpha} - \frac{g}{V_m}\dot{\gamma}_{\mathrm{m}}\sin(\gamma_{\mathrm{m}})$$

$$\ddot{f}_1(x_1) = -(\dddot{\mathrm{R}}\,\dot{\lambda} + 2\ddot{\mathrm{R}}\,\ddot{\lambda} + \dot{\mathrm{R}}\,\dddot{\lambda}) - \frac{g}{2}(\ddot{\lambda}\sin(\lambda) + \dot{\lambda}^2\cos(\lambda) + (\ddot{\lambda} - 2\ddot{\gamma}_{\mathrm{m}})\sin(\lambda - 2\gamma_{\mathrm{m}}) + (\dot{\lambda} - 2\dot{\gamma}_{\mathrm{m}})^2\cos(\lambda - 2\gamma_{\mathrm{m}}))$$

$$\dot{b}_1 = \frac{57.3QS_{ref}}{m}(\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_{\mathrm{m}})\sin(\lambda - \gamma_{\mathrm{m}})$$

$$\ddot{b}_1 = \frac{57.3QS_{ref}}{m}((\ddot{\lambda} - \ddot{\gamma}_{\mathrm{m}})\sin(\lambda - \gamma_{\mathrm{m}}) + (\dot{\lambda} - \dot{\gamma}_{\mathrm{m}})^2\cos(\lambda - \gamma_{\mathrm{m}}))$$

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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

به‌منظور طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی استاندارد، متغیر لغزش به‌صورت (۳۴) تعریف می‌شود.

$$s = \ddot{y} + \lambda_2 \dot{y} + \lambda_1 y \qquad (۳۴)$$

که λ_1, λ_2 پارامترهای ثابت و مثبت هستند. با مشتق‌گیری از رابطه (۳۴) دینامیک متغیر لغزش به‌صورت زیر به دست می‌آید.

$$\dot{s} = \dddot{y} + \lambda_2 \ddot{y} + \lambda_1 \dot{y} = \qquad (۳۵)$$
$$f(x) + bu + d + \lambda_2 \ddot{y} + \lambda_1 \dot{y}$$

با توجه به رابطه (۲۲) ورودی کنترل مد لغزشی استاندارد به‌صورت زیر به دست می‌آید.

$$u = \frac{1}{b}(u_{eq} - k\,\mathrm{sgn}(s)) \qquad (۳۶)$$

که u_{eq} کنترل معادل است و به‌صورت زیر تعیین می‌شود:

$$u_{eq} = -f(x) - \lambda_2 \ddot{y} - \lambda_1 \dot{y} \qquad (۳۷)$$

بهره k نیز با توجه به کران بالای نامعینی به‌صورت زیر تعیین می‌شود.

$$k = \eta + \alpha \qquad (۳۸)$$

که α کران بالای نامعینی و η یک ثابت مثبت است. ورودی کنترل (۳۶) شامل تابع علامت است، بنابراین در سیگنال تولیدشده، حتماً وزوز وجود دارد که دامنه وزوز به‌اندازه بهره k بستگی دارد. علاوه بر این، کنترل‌کننده مد لغزشی استاندارد ارائه‌شده در این بخش بر اساس متغیر لغزش تعریف‌شده در رابطه (۳۴) انجام‌شده است. در مشتق این متغیر لغزش، متغیرهایی از قبیل $\dot{y}, \ddot{y}, f(x)$ موجود است، بنابراین برای حذف این متغیرها توسط u_{eq} نیاز به اندازه‌گیری تمامی متغیرهای مذکور می‌باشد؛ اما در سیستم (۱۸)، $y = x_1$ تنها متغیر قابل‌اندازه‌گیری است و به‌منظور کاهش هزینه و پیچیدگی فرض شده است که اطلاعات دیگری از سیستم در اختیار نیست؛ بنابراین متغیر لغزش (۳۴) و کنترل‌کننده‌های طراحی‌شده با استفاده از این سطح لغزش غیرقابل استفاده است. برای حل این مسئله در روش پیشنهادشده در این مقاله، متغیر لغزش به‌گونه‌ای تعریف می‌شود که در مشتق آن اطلاعات کمتری ظاهر گردد. همچنین در ادامه رؤیت‌گر به‌گونه‌ای طراحی می‌گردد که اطلاعات موردنیاز متغیر لغزش تخمین زده شود و در ورودی کنترل از این تخمین استفاده گردد. در این صورت روش پیشنهادی تنها با در اختیار داشتن اندازه‌گیری خروجی قابل پیاده‌سازی است. از دیگر مزایای روش پیشنهادی این است که با توجه به تعاریف صورت گرفته اثبات پایداری زمان محدود راحت‌تر از روش ارائه‌شده در مرجع [۴۶] انجام می‌شود.

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

در این بخش ابتدا طراحی رؤیت‌گر مورداستفاده در روش پیشنهادی شرح داده می‌شود، سپس کنترل‌کننده پیشنهادی ارائه‌شده و در انتها پایداری زمان محدود در حضور کنترل‌کننده و رؤیت‌گر پیشنهادی اثبات می‌شود.

۱-۲-۴- طراحی رؤیت‌گر پیشنهادی

به‌منظور طراحی رؤیت‌گر و تخمین حالت‌ها و نامعینی، رابطه (۳۳) به‌صورت زیر در نظر گرفته می‌شود.

$$\ddot{y} = F + bu \qquad (۳۹)$$

که F بیانگر قسمت نامعین است و داریم:

$$F = f(x) + d \qquad (۴۰)$$

فضای حالت این معادله را می‌توان با تعریف بردار حالت $H = [h_1 \quad h_2 \quad h_3]$ به‌صورت زیر نوشت.

$$\begin{aligned} \dot{h}_1 &= h_2 \\ \dot{h}_2 &= h_3 \\ \dot{h}_3 &= F + bu \end{aligned} \qquad (۴۱)$$

که $h_1 = y$, $h_2 = \dot{y}$, $h_3 = \ddot{y}$. در ادامه به‌منظور تخمین حالت‌ها و نامعینی‌ها، با فرض $\dot{F} = g(t)$ برای سیستم (۳۹) با استفاده از (۲۸) می‌توان رؤیت‌گر ارائه‌شده در[۴۶] را به‌صورت (۴۲) تعمیم داد.

$$\begin{aligned} \dot{z}_1 &= z_2 - L_1 e_1 \\ \dot{z}_2 &= z_3 - L_2 e_1 \\ \dot{z}_3 &= z_4 + bu - L_3 e_1 \\ \dot{z}_4 &= -L_4\, fal(e_1, \alpha, \delta) \end{aligned} \qquad (۴۲)$$

که $e_1 = z_1 - y$ ، L_1, L_2, L_3, L_4 ثابت‌های مثبت است و متغیرهای حالت رؤیتگر به‌صورت $z_1 \to h_1 = y, z_2 \to h_2 = \dot{y}, z_3 \to h_3 = \ddot{y}$ $z_4 \to F$ متغیرهای سیستم را تخمین می‌زند.

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

$$fal(e_1, \alpha, \delta) = \begin{cases} |e_1|^{\alpha}\,\mathrm{sgn}(e_1) & |e_1| > \delta \\ \dfrac{e_1}{\delta^{1-\alpha}} & otherwise \end{cases} \qquad (۴۳)$$

اکنون با ایده گرفتن از روش ارائه شده در [۴۶] نشان داده می‌شود که حالت‌های تخمین زده‌شده با استفاده از رؤیت‌گر (۴۲) به حالت‌های واقعی سیستم (۴۱) همگرا می‌شوند. بدین منظور خطاهای رؤیت‌گر به‌صورت (۴۴) تعریف می‌شود.

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - y \\ e_2 = z_2 - \dot{y} \\ e_3 = z_3 - \ddot{y} \\ e_4 = z_4 - F \end{cases} \qquad (۴۴)$$

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

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = \dot{z}_1 - \dot{y} = z_2 - \dot{y} - L_1 e_1 = e_2 - L_1 e_1 \\ \dot{e}_2 = \dot{z}_2 - \ddot{y} = z_3 - \ddot{y} - L_2 e_1 = e_3 - L_2 e_1 \\ \dot{e}_3 = \dot{z}_3 - \dddot{y} = z_4 + bu - F - bu - L_3 e_1 \\ \quad = e_4 - L_3 e_1 \\ \dot{e}_4 = \dot{z}_4 - \dot{F} = -L_4\,\mathrm{fal}(e_1, \alpha, \delta) - g(t) \end{cases} \qquad (۴۵)$$

پایداری رؤیت‌گر تعمیم‌یافته (۴۲) با انتخاب مناسب پارامترهای L_1, L_2, L_3, L_4 به دست می‌آید. بردار مشتق خطا به‌صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\dot{E} = [\dot{e}_1 \quad \dot{e}_2 \quad \dot{e}_3 \quad \dot{e}_4]^T \qquad (۴۶)$$

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

هنگامی‌که رؤیت‌گر پایدار باشد، بنابراین $\dot{E}=0$. داریم:

$$\begin{cases}\dot{e}_1=0\Rightarrow e_2=L_1e_1\\ \dot{e}_2=0\Rightarrow e_3=L_2e_1\\ \dot{e}_3=0\Rightarrow e_4=L_3e_1\\ \dot{e}_4=0\Rightarrow \text{fal}(e_1,\alpha,\delta)=-\dfrac{g(t)}{L_4}\end{cases} \quad (۴۷)$$

که اگر $|e_1|>\delta$

$$|e_1|^{\alpha}\,\text{sgn}(e_1)=-\frac{g(t)}{L_4}\Rightarrow \quad (۴۸)$$

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

و اگر $|e_1|\le\delta$

$$\frac{e_1}{\delta^{1-\alpha}}=-\frac{g(t)}{L_4}\Rightarrow \quad (۴۹)$$

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

با توجه به (۴۸) و (۴۹) واضح است که خطای e_1 تا e_4 به پارامترهای L_1 تا L_4، α و δ بستگی دارد که با انتخاب مناسب این پارامترها خطاهای رؤیت‌گر کوچک می‌شود و بنابراین حالت‌های رؤیت‌گر، حالت‌های سیستم اصلی را دنبال می‌کند. قاعده اساسی در انتخاب پارامترها به‌صورت $L_1,L_2,L_3,L_4>0$ ، $0<\alpha<1$ و $0<\delta<1$ است. علاوه بر این L_4 باید به‌اندازه کافی بزرگ انتخاب شود تا مقدار $\left|\dfrac{g(t)}{L_4}\right|$ هرچند $g(t)$ نامعلوم است، کوچک باشد. همچنین L_1,L_2,L_3 باید به‌اندازه کافی کوچک باشد تا خطاهای رؤیت‌گر تا حد امکان کوچک گردد. انتخاب α کوچک‌تر نیز باعث کوچک شدن خطای حالت ماندگار می‌شود.

۲-۲-۴- طراحی کنترل‌کننده پیشنهادی

با استفاده از اطلاعات حاصل از رؤیت‌گر (۴۲) به‌منظور طراحی کنترل‌کننده مد لغزشی، متغیر لغزش (۳۴) به‌صورت زیر اصلاح می‌شود.

$$s=z_3+\lambda_2z_2+\lambda_1z_1 \quad (۵۰)$$

مشتق این متغیر لغزش به‌صورت (۵۱) است

$$\dot{s}=\dot{z}_3+\lambda_2\dot{z}_2+\lambda_1\dot{z}_1= z_4+bu-L_3e_1+\lambda_2\dot{z}_2+\lambda_1\dot{z}_1 \quad (۵۱)$$

ورودی کنترل به‌صورت (۵۲) پیشنهاد می‌گردد:

$$u=\frac{1}{b}(-z_4+L_3e_1-\lambda_2\dot{z}_2-\lambda_1\dot{z}_1-\eta|s|^{\gamma}\,\text{sgn}(s)) \quad (۵۲)$$

که $0<\gamma<1$.

حال پایداری زمان محدود سیستم (۴۱) با استفاده از اطلاعات رؤیت‌گر (۴۲) و کنترل‌کننده (۵۲) اثبات می‌شود. برای این منظور تابع کاندید لیاپانوف زیر را در نظر بگیرید.

$$V(s)=\frac{1}{2}S^2 \quad (۵۳)$$

مشتق تابع کاندید لیاپانوف به‌صورت زیر به دست است.

$$\dot{V}(s)=s\dot{s}=s(\dot{z}_3+\lambda_2\dot{z}_2+\lambda_1\dot{z}_1)= s(z_4+bu-L_3e_1+\lambda_2\dot{z}_2+\lambda_1\dot{z}_1) \quad (۵۴)$$

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

$$\dot{V}(s)=s(-\eta|s|^{\gamma}\,\text{sgn}(s))\le-2^{\frac{\gamma+1}{2}}\eta V^{\frac{\gamma+1}{2}} \quad (۵۵)$$

با توجه به رابطه (۵۶) همگرایی سیستم در زمان محدود تضمین می‌شود و زمان همگرایی از رابطه (۵۶) به دست می‌آید[۴۶].

$$T_r\le\frac{V^{\frac{1-\gamma}{2}}(s_0)}{2^{\frac{\gamma+1}{2}}\eta(1-\gamma)} \quad (۵۶)$$

که $V(s_0)$ مقدار اولیه $V(s)$ است؛ بنابراین پایداری زمان محدود سیستم حلقه بسته تضمین می‌گردد.

۵- نتایج شبیه‌سازی

در این قسمت نتایج شبیه‌سازی ارائه شده است. در ابتدا نتایج شبیه‌سازی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه طراحی‌شده با استفاده از تئوری مد لغزشی مرتبه اول استاندارد ارائه می‌گردد. سپس نتایج شبیه‌سازی رؤیت‌گر و کنترل‌کننده پیشنهادی در دو سناریوی درگیری ارائه می‌شود. در ادامه به‌منظور مقایسه روش پیشنهادی با روش‌های متداول هدایت و کنترل، روش هدایت تناسبی حقیقی[1] شبیه‌سازی‌شده است. در شبیه‌سازی این روش، دینامیک حلقه کنترل به صورت مرتبه اول در نظر گرفته‌شده است. زمان شروع فاز نهایی از ثانیه ۱۸ در نظر گرفته‌شده است. همچنین شرط اتمام شبیه‌سازی رسیدن به فاصله‌ی یک متری هدف بوده و اشباع ۲۵ درجه نیز برای عملگرها در نظر گرفته‌شده است. جدول ۱ به‌صورت خلاصه اطلاعاتی از سناریو درگیری شبیه‌سازی‌شده و جدول ۲ نیز شرایط اولیه مورداستفاده در شبیه‌سازی را در اختیار قرار می‌دهد.

جدول ۱- اطلاعات مربوط به سناریوهای درگیری شبیه‌سازی‌شده

[1] True Proportional Navigation (TPN)

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

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 مورداستفاده در شبیه‌سازی

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

ضرایب آیرودینامیک مورداستفاده در شبیه‌سازی به‌صورت زیر است[۳۷].

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

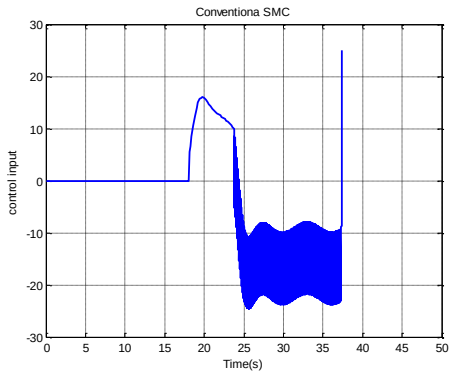
$$\frac{QS_{ref}{L_{ref}}^2m_z^{q}}{I_{yy}V_m}=-27.41,\frac{57.3QS_{ref}L_{ref}m_z^{\delta_z}}{I_{yy}}=-3.1267$$

ابتدا به‌منظور بررسی پدیده نوسانات ناخواسته در ورودی کنترل(زاویه بالک)، سیستم‌های هدایت و کنترل یکپارچه طراحی‌شده با استفاده از رابطه (۳۶) برای سناریوی اول شبیه‌سازی می‌شود. به‌منظور شبیه‌سازی از پارامترهای ارائه‌شده جدول ۳ استفاده‌شده است.

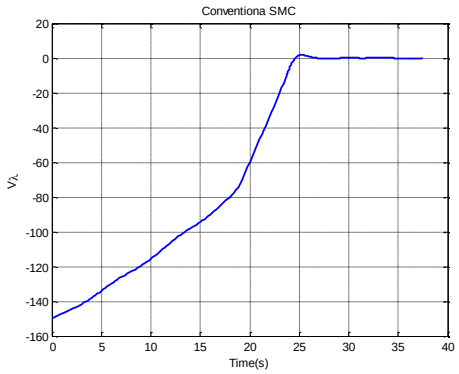
جدول ۳ پارامترهای مورداستفاده در شبیه‌سازی مد لغزشی استاندارد

k	λ_2	λ_1
200	15	10

منحنی تغییرات زاویه بالک در شکل ۳ و سرعت نسبی جانبی رهگیر و هدف در شکل ۴ نشان داده‌شده است. با توجه به شکل ۳ مشاهده می‌گردد که مد لغزشی استاندارد ورودی کنترلی با نوسانات فرکانس بالا تولید می‌کند که غیرقابل پیاده‌سازی است.

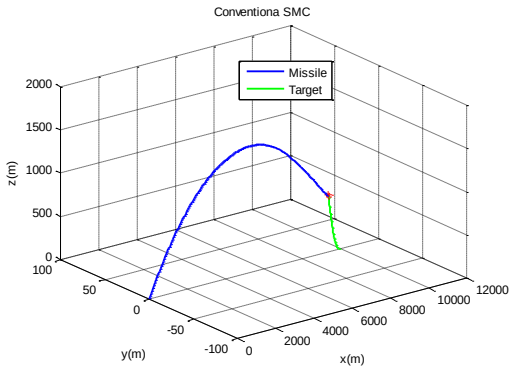


شکل ۳ تغییرات زاویه بالک در روش مد لغزشی استاندارد (سناریوی اول)



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

همچنین مسیر برخورد موشک باهدف نیز درشکل ۵ نشان داده‌شده است.



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

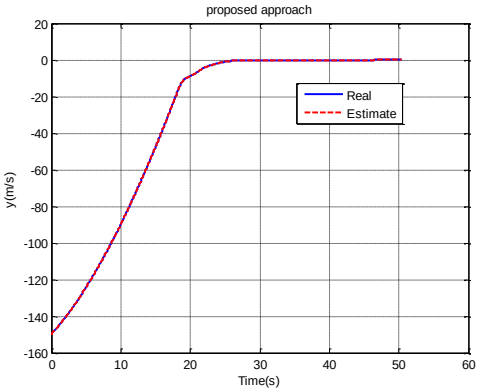
همان‌طور که مشاهده می‌گردد، ورودی کنترل تولیدشده توسط سیستم هدایت و کنترل طراحی‌شده با روش مد لغزشی استاندارد چترینگ دارد و غیرقابل پیاده‌سازی است. در ادامه به‌منظور شبیه‌سازی روش پیشنهادی از پارامترهای ارائه‌شده در جدول ۴ استفاده‌شده است.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

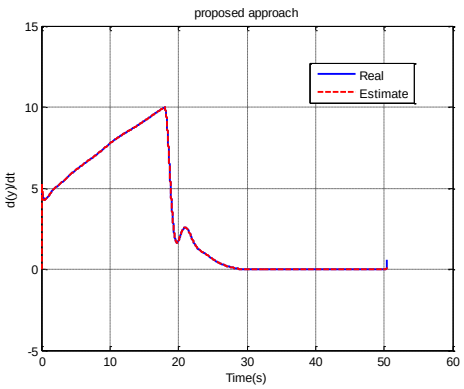
جدول ۴ پارامترهای مورداستفاده در شبیه‌سازی روش پیشنهادی

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

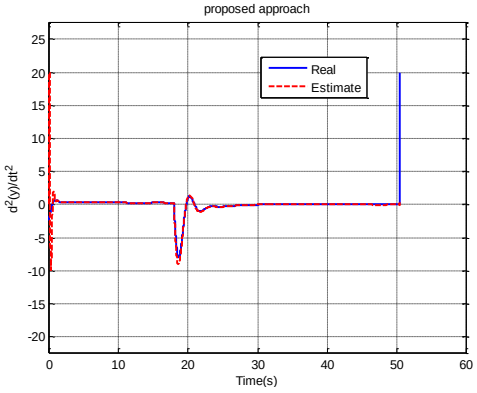
خروجی و مشتق اول و دوم آن به همراه تخمین آن‌ها به ترتیب در شکل ۶، شکل ۷ و شکل ۸ نشان داده‌شده است. همچنین نامعینی و تخمین نامعینی نیز در شکل ۹ نشان داده‌شده است. با توجه به این شکل‌ها می‌توان بیان کرد که رؤیت‌گر به‌خوبی قادر به تخمین متغیر لغزش و نیز نامعینی بوده است.



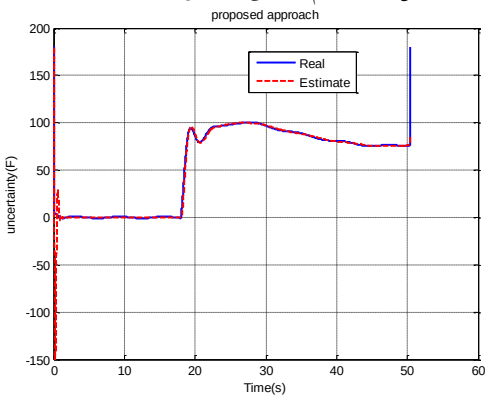
شکل ۶ خروجی و تخمین آن(سناریوی اول)



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

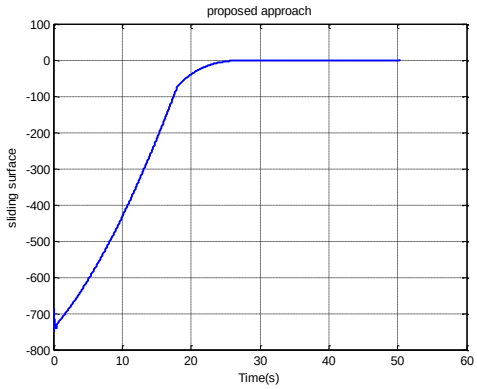


شکل ۸ مشتق دوم خروجی و تخمین آن(سناریوی اول)

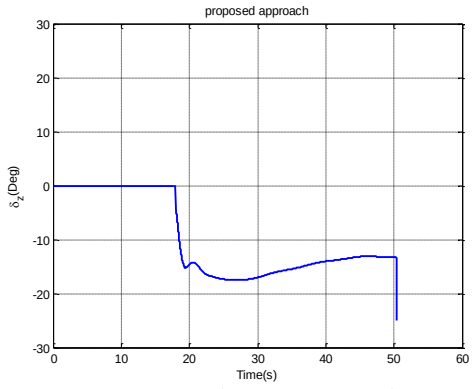


شکل ۹ نامعینی و تخمین آن(سناریوی اول)

شکل ۱۱ نیز منحنی تغییرات زاویه بالک به‌عنوان ورودی کنترل را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌گردد در این روش با داشتن تخمین نامعینی و حذف آن در قانون کنترل، بهره تابع علامت را می‌توان کوچک‌تر انتخاب کرد و درنتیجه دامنه نوسانات را کم و به ورودی کنترل همواری دست‌یافت.



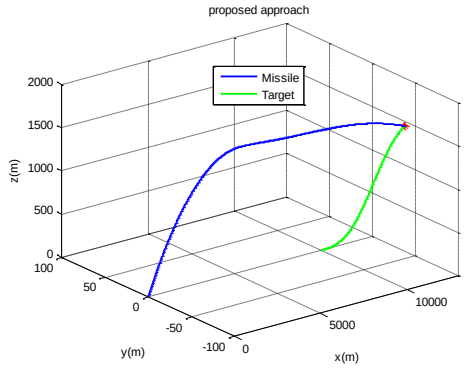
شکل ۱۰ منحنی متغیر لغزش(سناریوی اول)



شکل ۱۱ تغییرات زاویه بالک(سناریوی اول)

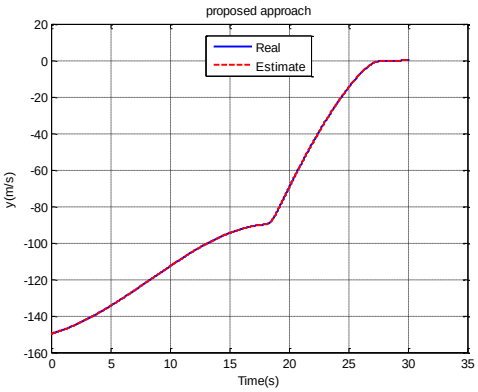
با توجه به شکل ۶ خروجی که همان سرعت نسبی جانبی است، قبل از اتمام مدت‌زمان رهگیری به صفر رسیده و برخورد باهدف تضمین خواهد شد. شکل ۱۲ نیز منحنی مسیر برخورد موشک باهدف بدون مانور را نشان می‌دهد.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

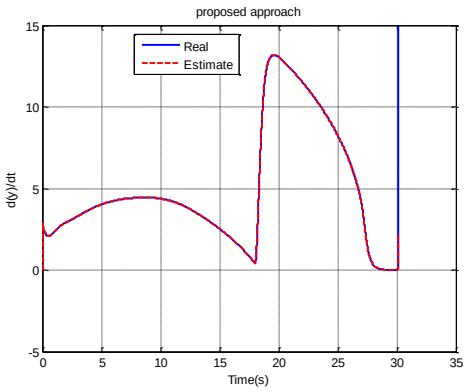


شکل ۱۲ مسیر برخورد موشک باهدف(سناریوی اول)

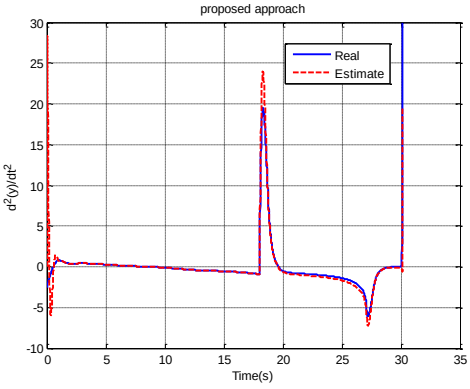
به‌منظور بررسی بیشتر روش پیشنهادی سناریوی درگیری دوم نیز شبیه‌سازی‌شده است که نتایج شبیه‌سازی به صورت زیر است:



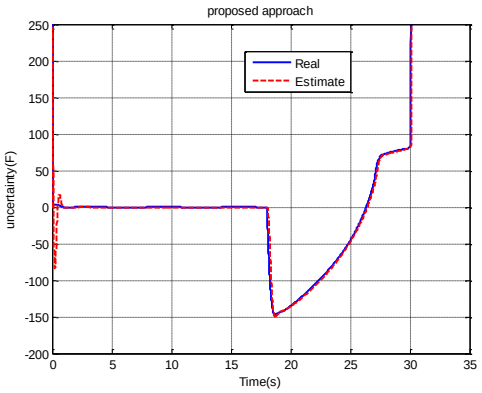
شکل ۱۳ خروجی و تخمین آن(سناریوی دوم)



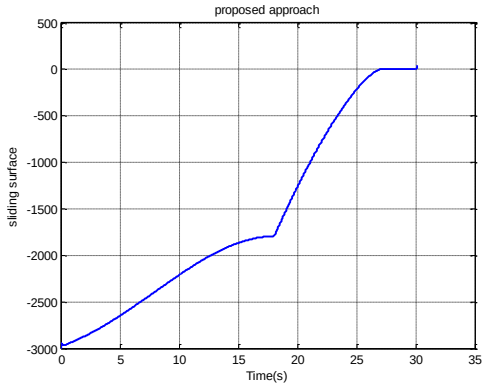
شکل ۱۴ مشتق اول خروجی و تخمین آن(سناریوی دوم)



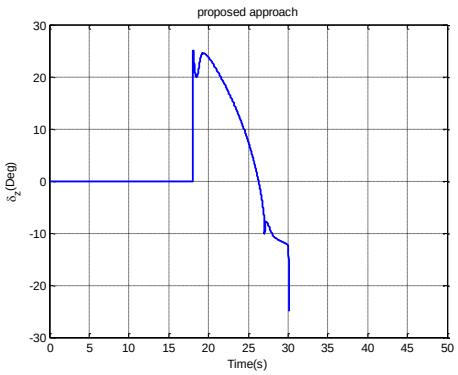
شکل ۱۵ مشتق دوم خروجی و تخمین آن(سناریوی دوم)



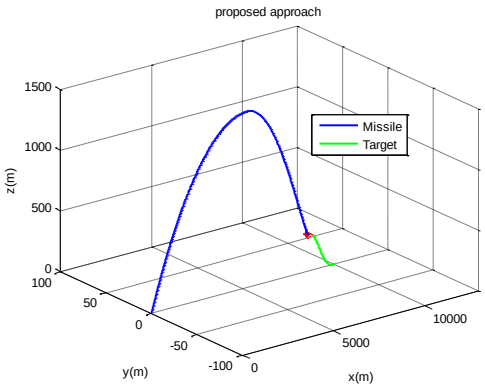
شکل ۱۶ نامعینی و تخمین آن(سناریوی دوم)



شکل ۱۷ منحنی متغیر لغزش(سناریوی دوم)



شکل ۱۸ تغییرات زاویه بالک(سناریوی دوم)



شکل ۱۹ مسیر برخورد موشک باهدف(سناریوی دوم)

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

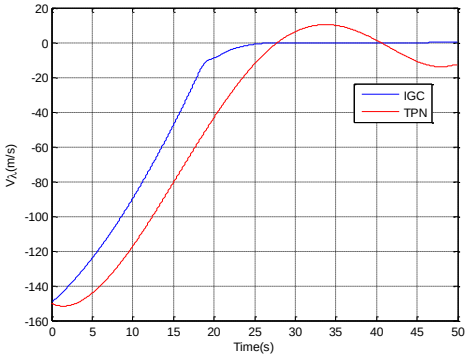
با توجه به نتایج حاصل از شبیه‌سازی می‌توان بیان کرد که ورودی کنترل هموار توسط رؤیت‌گر و کنترل‌کننده پیشنهادی صادرشده است و رهگیری هدف مانور دار به‌خوبی انجام‌شده است.

در ادامه به‌منظور مقایسه عملکرد روش پیشنهادی با روش‌های متداول هدایت و کنترل، روش هدایت تناسبی حقیقی شبیه‌سازی‌شده است. روش هدایت تناسبی به صورت رابطه (۵۷) است. در این روش با توجه به دینامیک در نظر گرفته‌شده در رابطه (۱۱) و (۱۴)، می‌توان دینامیک حلقه کنترل را به صورت رابطه مرتبه اول (۵۸) در نظر گرفت.

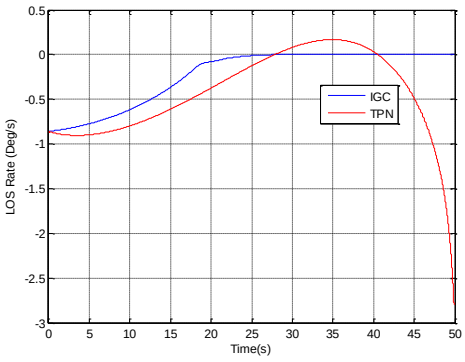
$$A_c = -N\dot{R}\dot{\lambda} \qquad (۵۷)$$

$$\frac{A_m}{A_c} = \frac{1}{5s+1} \qquad (۵۸)$$

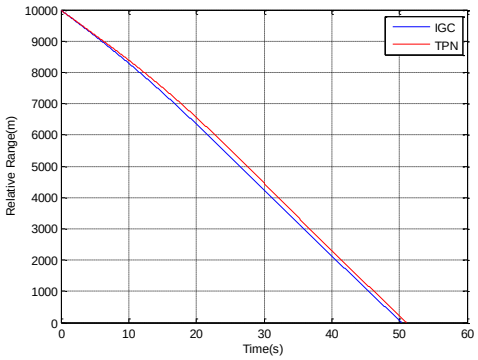
در این روابط A_c دستور شتاب تولیدشده، A_m شتاب اعمال‌شده به موشک و N ثابت ناوبری است. نتایج شبیه‌سازی با استفاده از $N=4$ در شکل ۲۰ تا شکل ۲۴ نشان داده‌شده است.



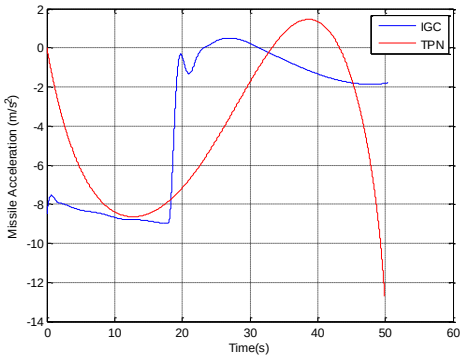
شکل ۲۰ مقایسه سرعت نسبی جانبی



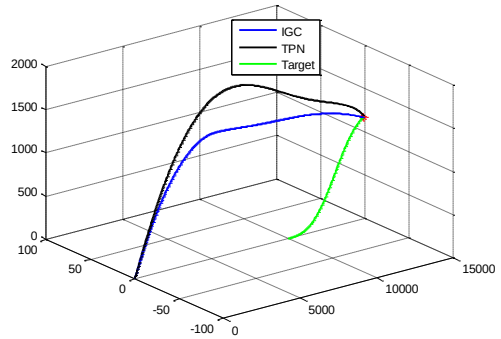
شکل ۲۱ مقایسه نرخ چرخش خط دید



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 داده‌شده 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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

با توجه به شکل ۲۰ و شکل ۲۱ اگرچه هر دو روش منجر به برخورد می‌شود اما به دلیل همگرایی دقیق‌تر نرخ چرخش خط دید در روش پیشنهادی در صورت وجود اغتشاشاتی که در نظر گرفته نشده‌اند، روش پیشنهادی مقاوم‌تر خواهد بود. علاوه بر این شکل ۲۲ و شکل ۲۴ نشان می‌دهد که در روش پیشنهادی ۰.۸ ثانیه زودتر برخورد انجام می‌شود. 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 بیشینه اندازه تقریباً مشابه ایجاد می‌کنند. بنا براین نتایج مقایسه بیانگر برتری روش پیشنهادی نسبت به روش هدایت تناسبی حقیقی است.

۶- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه انجام‌شده است. به دلیل غیرخطی بودن روابط حاکم بر سینماتیک درگیری و همچنین وجود نامعینی‌هایی ازجمله مانور هدف، تئوری کنترل مد لغزشی برای طراحی سیستم هدایت و کنترل یکپارچه پیشنهاد گردید. خروجی بر اساس ایده‌ی ناوبری موازی، نرخ چرخش خط دید است که صفر شدن آن با شرط نزدیک شدن موشک به هدف، تضمین‌کننده‌ی برخورد است. بزرگ‌ترین مشکل روش مد لغزشی، وجود نوسانات فرکانس بالا در سیگنال کنترل است که پیاده‌سازی .این کنترل‌کننده را غیرممکن می‌سازد. یک روش برای هموارسازی سیگنال کنترل درروش مد لغزشی، استفاده از رؤیت‌گر اغتشاش است. در این مقاله از رؤیت‌گر اغتشاش استفاده‌شده و با در اختیار داشتن تخمین اغتشاش و یک ساختار جدید از خانواده تئوری مد لغزشی، سیگنال کنترل کاملاً هموارشده است. علاوه بر این همگرایی زمان محدود در حضور نامعینی‌ها اثبات گردیده است. سیستم هدایت و کنترل طراحی‌شده با استفاده از روش پیشنهادی در شبیه‌سازی کامپیوتری مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که تخمین نامعینی با دقت خوبی انجام‌شده و روش پیشنهادی سیگنال کنترل همواری صادر کرده که برخورد با هدف در مدت زمان محدود را تضمین می‌کند.

مراجع

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

[2] S. Shamaghdari, S.K.Y. Nikravesh, 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 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, Noninear 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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

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 saturating 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. Kochalummoottil, 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

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]

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.

[Downloaded from joc-isice.ir on 2026-11-09]
[DOR: 20.1001.1.20088345.1399.14.1.7.5]
[DOI: 10.29252/joc.14.1.49]