

# قانون هدایت مود لغزشی مرتبه دوم نرم به همراه رؤیت گر اغتشاش در برابر اهداف دارای مانور بالا با زاویه برخورد معین

سعید خان کلانتری<sup>۱</sup>، حسن محمدخانی<sup>۲</sup>، کاظم حیدری<sup>۳</sup>

۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه صنعتی اصفهان، اصفهان، ایران

۲ استادیار، دانشکده هوافضا، دانشگاه امام حسین، تهران، ایران، hmohammadkhani@ihu.ac.ir

۳ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۶/۱۰

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۶/۰۴

## چکیده

مانور هدف یکی از عوامل تاثیرگذار در دقت هدایت می‌باشد. به علاوه، برخورد با هدف با یک زاویه معین نیز یکی از مواردی است که اخیراً در روش‌های رهگیری جدید مورد توجه قرار گرفته است. برای رسیدن به هر دو هدف رهگیری اهداف با مانور بالا و برخورد با هدف با یک زاویه معین، یک کنترل مود لغزشی مرتبه دوم نرم که زاویه برخورد معین با هدف را به همراه سرعت و زمان برخورد مناسب تضمین می‌کند، ارائه شده است. زاویه برخورد معین با هدف به صورت زاویه خط دید متغیر با زمان مطلوب برای یک هدف دارای مانور تعریف شده است. برای حل مسئله نامشخص بودن شتاب هدف، از یک رؤیت گر حالت توسعه یافته استفاده شده است و با به کارگیری یک کنترل کننده مود لغزشی نرم، مانور هدف جبران شده است. شبیه سازی‌های عددی کارآمدی این روش را تضمین می‌کنند و نشان می‌دهد این روش در مقایسه با روش‌های پیشین عملکرد بسیار بهتری در برخورد با اهداف دارای مانور بالا دارد.

## واژگان کلیدی

کنترل مود لغزشی مرتبه دوم نرم، رؤیت گر حالت توسعه یافته، زاویه برخورد معین، اهداف دارای مانور بالا، تخمین شتاب هدف.

### ۱. مقدمه

مشخص در ادبیات ارائه شده است. اغلب مطالعات گذشته در مورد کنترل زاویه برخورد شامل قوانین اصلاح شده ناوبری تناسبی و قوانین هدایت بهینه می‌باشند که برای اهداف بدون مانور هستند [۱].

در سال‌های اخیر روش کنترل مود لغزشی به طور گسترده‌ای برای طراحی قوانین هدایت مقاوم استفاده شده است. در اغلب این روش‌ها نیاز به معین بودن شتاب هدف می‌باشد که در اغلب موارد

یکی از مواردی که در روش‌های رهگیری جدید مورد توجه قرار گرفته است، برخورد با هدف در یک زاویه مطلوب می‌باشد. این نیاز ممکن است به دلایل زیر باشد: نیاز به یک زاویه رهگیری مطلوب برای تخریب کردن کلاهک جنگی<sup>۱</sup> هدف، مکانیزم انهدام ویژه جهت دار<sup>۲</sup> موشک، مجهز بودن هدف به سامانه‌های ضد موشکی. روش‌های مختلفی برای رسیدن به یک زاویه برخورد

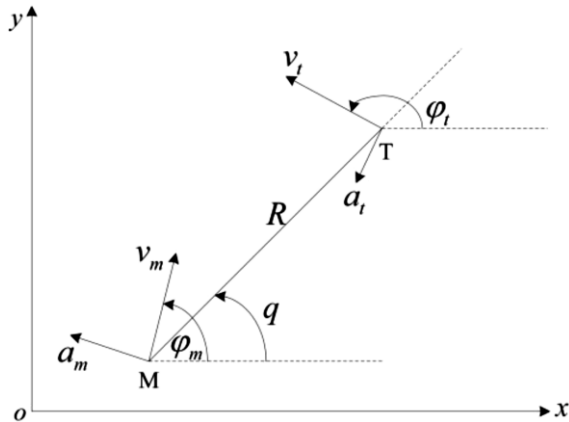
به‌سادگی میسر نیست. برای حل مشکل ناشناخته‌بودن شتاب هدف در اهداف دارای مانور، روش‌هایی بر مبنای رؤیت‌گر اغتشاش یا رؤیت‌گر حالت توسعه‌یافته ارائه شده‌اند. در این روش‌ها شتاب هدف به‌عنوان یک اغتشاش خارجی به‌صورت یک متغیر حالت در نظر گرفته می‌شود و تخمین زده می‌شود. در [۲] مقایسه‌ای بین رؤیت‌گرهای اغتشاش خطی و غیرخطی در هدایت موشک با استفاده از هدایت مود لغزشی انجام شده است. در این مقاله برای قانون هدایت یک کنترل‌کننده مود لغزشی مرتبه دوم براساس الگوریتم فوق‌پیچشی بدون در نظر گرفتن اطلاعاتی در مورد حرکت هدف طراحی شده است. علاوه بر رؤیت‌گر مود لغزشی مرتبه بالا، یک رؤیت‌گر خطی مرتبه اول نیز در نظر گرفته شده است تا حالات هدف را تخمین بزند. نشان داده شده است که این رویکردهای مرتبه اول در مواردی می‌تواند نتایج بهتری فراهم آورد. در [۳] یک کنترل‌کننده مود لغزشی مجتمع برای هدایت موشک استفاده شده است. یک رؤیت‌گر مود لغزشی نیز برای تخمین حالاتی که اطلاعات آنها موجود نیست، به‌کار گرفته شده است. مقاله [۴] یک کنترل تطبیقی مقاوم به‌همراه یک رؤیت‌گر اغتشاش فازی تطبیقی برای کنترل شتاب یک موشک کنترل‌شده از دم<sup>۳</sup> طراحی کرده است. در [۵] از یک رؤیت‌گر اغتشاش برای تخمین و در نتیجه حذف اغتشاشات وارد بر سیستم استفاده شده است. یک کنترل مود لغزشی گام به عقب به‌همراه رؤیت‌گر اغتشاش برای کاهش اثر نامعینی اینرسی و اغتشاشات خارجی و برای کنترل فضایپیما در [۶] به‌کار گرفته شده است. در [۷] مسئله اشباع ورودی<sup>۴</sup> و روش نوین کنترل و هدایت مجتمع<sup>۵</sup> در نظر گرفته شده است. به‌علاوه برای تخمین و جبران نامعینی‌های ناشی از مانورهای هدف، خطای مدل و تغییرات پارامترهای آن‌رودینامیکی از یک رؤیت‌گر اغتشاش بهره گرفته شده است که در زمان محدود همگرا می‌گردد. یک قانون کنترلی تطبیقی بر مبنای رؤیت‌گر اغتشاش غیرخطی و مقاوم در [۸] به‌کار رفته است.

در این مقاله مشتق‌های مرتبه بالای نرخ خط دید و شتاب هدف به‌عنوان نامعینی در نظر گرفته شده است. یک روش مجتمع هدایت و کنترل، یک رؤیت‌گر اغتشاش غیرخطی، یک رؤیت‌گر غیرخطی جرک<sup>۶</sup> موشک، و یک قانون هدایت غیرخطی مقاوم در این مقاله ارائه شده است. در مقاله شسل، کولنیکوف و لوان [۹] از یک کنترل مود لغزشی مرتبه دوم نرم<sup>۷</sup> برای هدایت و کنترل

مجتمع دوحلقه‌ای استفاده شده است و نامعینی‌هایی همچون مانورهای ناشناخته هدف و نامعینی دینامیک عملگر بدنه<sup>۸</sup> در نظر گرفته شده‌اند. همچنین از یک رؤیت‌گر اغتشاش غیرخطی برای تخمین نامعینی‌ها استفاده شده است. در [۱۰] از یک کنترل‌کننده مود لغزشی برای قانون هدایت و یک رؤیت‌گر حالت توسعه‌یافته برای تخمین حالت هدف استفاده شده است. نکته قابل‌توجه در مورد این روش، آن است که تخمین، نیازی به اطلاعاتی در مورد شتاب هدف ندارد. یک کنترل مود لغزشی نهایی سریع به‌همراه رؤیت‌گر حالت توسعه‌یافته نیز برای موشک ضد هوایی<sup>۹</sup> در [۱۱] استفاده شده است. مقاله [۱۲] روش جدیدی با ترکیب هدایت و کنترل ارائه داده است و در آن از رؤیت‌گر حالت توسعه‌یافته و کنترل گام به عقب<sup>۱۰</sup>، کنترل حذف اغتشاش فعال<sup>۱۱</sup> و خطی‌سازی فیدبک<sup>۱۲</sup> استفاده شده است.

در هیچ یک از مقالاتی که تاکنون بیان شد زاویه برخورد مطلوب با هدف تأمین نمی‌شود. اغلب روش‌های موجود که زاویه برخورد مطلوب با هدف را تضمین می‌کنند مربوط به اهداف بدون مانور هستند. در مقاله [۱] از یک قانون هدایت با کنترل مود لغزشی نهایی<sup>۱۳</sup> به‌همراه رؤیت‌گر حالت توسعه‌یافته استفاده شده است و شتاب هدف نیز نامعلوم در نظر گرفته شده است. این روش زاویه برخورد مطلوب با هدف را نیز تضمین می‌نماید. اما قانون هدایت در نظر گرفته شده، ناپیوسته می‌باشد که برای پیوسته‌کردن آن، تابع علامت را با یک تابع پیوسته تقریب زده است.

در این مقاله، روش ارائه‌شده در [۱] توسعه داده می‌شود و از یک قانون هدایت با کنترل مود لغزشی مرتبه دوم بهره گرفته می‌شود که هم قانونی پیوسته است و هم در سرعت بالاتری در رسیدن به هدف خواهیم داشت که این مسئله در شبیه‌سازی‌ها نشان داده خواهد شد. بنابراین، نوآوری این مقاله در به‌کارگیری قانون کنترلی مود لغزشی مرتبه دوم به جای کنترل مود لغزشی مرتبه اول در [۱] است که پیوستگی قانون کنترلی و کاهش زمان برخورد به هدف را به‌همراه خواهد داشت. شتاب هدف نیز در این روش نامعلوم در نظر گرفته شده است و از یک رؤیت‌گر اغتشاش یا رؤیت‌گر حالت توسعه‌یافته<sup>۱۴</sup> برای تخمین شتاب هدف استفاده می‌شود و در قانون هدایت از آن بهره گرفته می‌شود. به‌علاوه، زاویه برخورد مطلوب با هدف نیز تضمین می‌گردد. در حقیقت در برخی هدایت‌های پیشرفته نیاز داریم که موشک از جهت خاصی به هدف برخورد نماید. قدرت تخریب و کشندگی<sup>۱۵</sup> کلاهک



شکل ۱. هندسه درگیری بین موشک و هدف

با مشتق‌گیری نسبت به زمان از دو معادله اول از (۱)، معادلات حالت درگیری موشک و هدف به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{R} &= v_R \dot{v}_R = Rv_q^2 + a_{tr} - a_m \sin(q - \varphi_m) \\ \dot{q} &= \frac{v_q}{R} \end{aligned} \quad (۳)$$

که در آن  $a_{tq} = a_t \cos(q - \varphi_t)$  و  $a_{tr} = a_t \sin(q - \varphi_t)$  به ترتیب تصاویر شتاب هدف در راستا و عمود بر خط دید می‌باشند. زاویه برخورد، با نماد  $\theta_{imp}$ ، زاویه بین بردارهای سرعت موشک و هدف در زمان رهگیری<sup>۱۸</sup> تعریف می‌شود و به صورت زیر است:

$$\theta_{imp} = \varphi_{tf} - \varphi_{mf} \quad (۴)$$

که در آن  $\varphi_{mf}$  و  $\varphi_{tf}$  به ترتیب زوایای مسیر پرواز هدف و موشک در زمانی هستند که رهگیری اتفاق می‌افتد. فرض می‌شود که  $v_t < v_m$  در این صورت:

$$q_{FF} = \varphi_{tf} - \tan^{-1}\left(\frac{\sin \theta_{imp}}{\cos \theta_{imp} - v_t/v_m}\right) \quad (۵)$$

که در آن  $q_{FF}$  نمایانگر زاویه خط دید مطلوب در زمان تحقق رهگیری می‌باشد. معادله (۵) رابطه بین زاویه خط دید مطلوب  $q_F$  و زاویه مسیر پرواز هدف  $\varphi_t$  را در لحظه زمانی رهگیری مشخص می‌نماید. برای آنکه زاویه خط دید مطلوب  $\theta_{imp}$  زمانی که رهگیری اتفاق می‌افتد محقق شود، یک روش موثر آن است که معادله (۵) از ابتدای هدایت برقرار شود. بنابراین، زاویه خط دید مطلوب با معادله زیر مشخص می‌شود:

$$q_F = \varphi_t - \tan^{-1}\left(\frac{\sin \theta_{imp}}{\cos \theta_{imp} - v_t/v_m}\right) \quad (۶)$$

برای آنکه هدف در تمام مسیر تعقیب در میدان دید جستجوگر<sup>۱۹</sup> باقی بماند، نامعادله  $|\varphi_m - q_F| < \pi/2$  باید برقرار باشد. حال، یک نمونه از ماموریت‌های موشک آشیان‌یاب را در

موشک<sup>۱۶</sup> در برابر اهداف بزرگ را می‌توان با یک زاویه برخورد خاص افزایش داد [۱]. بنابراین مزایای روش ارائه شده در این مقاله به صورت زیر است:

- پیوستگی و نرم بودن قانون هدایت ارائه شده
  - نامعلوم در نظر گرفتن شتاب هدف و تخمین آن با استفاده از رؤیت‌گر حالت توسعه یافته
  - امکان برخورد با هدف با یک زاویه مطلوب
  - امکان رسیدن به اهداف دارای مانورهای بسیار بالا و زمان برخورد کمتر در رسیدن به هدف در مقایسه با روش‌های پیشین
- در این مقاله ابتدا، معادلات غیرخطی هندسه برخورد و روابط بین زاویه برخورد مطلوب و زاویه خط دید مطلوب بیان می‌شود. در بخش ۳، قانون هدایت مود لغزشی مرتبه دوم و رؤیت‌گر حالت توسعه یافته شرح داده می‌شود. شبیه‌سازی‌ها و مقایسه روش پیشنهادی با روش‌های پیشین در بخش ۴ انجام می‌شود. در نهایت، در بخش پایانی، جمع‌بندی و نتیجه‌گیری این تحقیق ارائه می‌گردد.

## ۲. هندسه برخورد موشک و هدف

درگیری دو بعدی بین موشک و هدف را مانند شکل ۱ در نظر بگیرید. موشک و هدف با  $m$  و  $t$  نمایش داده می‌شوند. سرعت آنها با  $v_m$  و  $v_t$ ، زوایای مسیر پرواز آنها با  $\varphi_m$  و  $\varphi_t$ ، و شتاب‌های جانبی آنها با  $a_m$  و  $a_t$  به ترتیب نمایش داده می‌شوند. هر دو موشک و هدف به عنوان اجسام نقطه‌ای<sup>۱۷</sup> در نظر گرفته می‌شوند. دینامیک خلبان خودکار موشک ایده‌آل است و سرعت‌های موشک و هدف ثابت هستند. معادلات درگیری بین موشک و هدف در مختصات قطبی به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} \dot{R} &= v_t \cos(\varphi_t - q) - v_m \cos(\varphi_m - q) \\ \dot{q} &= \frac{v_t \sin(\varphi_t - q) - v_m \sin(\varphi_m - q)}{R} \end{aligned} \quad (۱)$$

که در آن  $q$  نمایانگر زاویه خط دید و  $R$  نمایش‌دهنده فاصله نسبی بین موشک و هدف می‌باشد. با توجه به موارد بالا دو متغیر زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} v_R &= \dot{R} \\ v_q &= R\dot{q} \end{aligned} \quad (۲)$$

$$\dot{\omega} = -\alpha_2 \text{sign}(\sigma)$$

که الگوریتم فوق پیشگی می‌باشد.

### اثبات.

تابع کاندید لیاپانوف زیر را در نظر بگیرید:

$$V = \frac{\omega^2}{2} + \int_0^\sigma \alpha_2 \text{sign}(z) dz = \frac{\omega^2}{2} + \alpha_2 \sigma \quad (13)$$

مشتق آن به صورت زیر است

$$\dot{V} = \frac{\partial V}{\partial x} \dot{x} =$$

$$[\alpha_2 \text{sign}(\sigma), \omega] \cdot \begin{bmatrix} \omega - \alpha_1 |\sigma|^{1/2} \text{sign}(\sigma) \\ -\alpha_2 \text{sign}(\sigma) \end{bmatrix} = \quad (14)$$

$$\alpha_2 \omega \text{sign}(\sigma) - \alpha_1 \alpha_2 |\sigma|^{1/2} -$$

$$\alpha_2 \omega \text{sign}(\sigma) = -\alpha_1 \alpha_2 |\sigma|^{1/2}$$

که در آن  $x = [\sigma, \omega]^T$  می‌توان قضیه لاسال<sup>۲۰</sup> را اعمال

نمود. مجموعه  $\{\dot{V} = 0\}$ : شامل محور  $\sigma = 0$  می‌باشد، و تنها

مجموعه غیرمتغیر درون  $\sigma = 0$ ، مبدا یعنی  $\sigma = \omega = 0$  می‌

باشد. بنابراین، همگرایی مجانبی  $\sigma$  و  $\omega$  به صفر را می‌توان نتیجه

گرفت. به سادگی می‌توان دید که سیستم (۱۲) همگن<sup>۲۱</sup> (رجوع

شود به [۱۳] و [۱۴]) با ضریب گسترش<sup>۲۲</sup>  $d_k: (\sigma, \omega) \mapsto$

$(k^2 \sigma, k \omega)$  می‌باشد و دارای درجه همگنی منفی برابر با -1

است. با توجه به این مسئله ([۱۳] و [۱۴])، از پایداری مجانبی

می‌توان پایداری زمان محدود را نتیجه گرفت.

### ۳-۲. تعریف صفحه لغزش

صفحه لغزش برای الگوریتم کنترل مود لغزشی زمان محدود را

می‌توان با معادله دیفرانسیلی غیرخطی مرتبه اول زیر تعریف نمود

[۱۵]:

$$s = x + \beta |\dot{x}|^\gamma \text{sign}(\dot{x}) = 0 \quad (15)$$

که در آن  $x \in \mathbb{R}$ ،  $\beta > 0$  و  $1 < \gamma < 2$ . حل صفر

معادله (۱۵) پایدار زمان محدود فراگیر است و متغیر حالت سیستم

به نقطه تعادل  $x = 0$  از هر حالت اولیه  $x(0) = x_0$  در مدت

زمان زیر همگرا می‌شود.

$$T = \frac{\beta^{1/\gamma} |x_0|^{1-1/\gamma}}{1-1/\gamma} \quad (16)$$

تابع با وجود تابع قدرمطلق و تابع علامت، پیوسته و

مشتق پذیر می‌باشد.

### ۳-۳. الگوریتم رؤیت گر حالت توسعه یافته

رؤیت گر حالت توسعه یافته (ESO) می‌تواند حالات داخلی سیستم

و اغتشاش داخلی را به طور همزمان و بدون نیاز به مدل ریاضیاتی

نظر بگیرید که در آن زاویه برخورد وضعیت موشک، عمود بر

زاویه وضعیت هدف است، یعنی  $\theta_{\text{imp}} = \pi/2$ . در این حالت

زاویه خط دید مطلوب با معادله زیر تعیین می‌شود:

$$q_F = \varphi_t - (\pi - \tan^{-1}(v_t/v_m)) \quad (7)$$

این مقاله به رهگیری یک هدف دارای مانور با قید زاویه

برخورد می‌پردازد، به گونه‌ای که زاویه مسیر پرواز هدف  $\varphi_t$  متغیر

با زمان است. بنابراین، مطابق با معادله (۶) زاویه خط دید مطلوب

$q_F$  متغیر با زمان است و مشتق اول آن متناسب با شتاب هدف  $a_t$

می‌باشد. مشتق اول زاویه خط دید مطلوب به صورت زیر است:

$$\dot{q}_F = \dot{\varphi}_t = \frac{a_t}{v_t} \quad (8)$$

با تعریف  $e_2 = \dot{e}_1 = \dot{q} - \dot{q}_F = \dot{q} -$  و  $e_1 = q - q_F$

و مشتق گیری از  $e_2$  در راستای معادله آخر از (۳)، می‌توان

سیستم خطای زیر را به دست آورد:

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= e_2 \\ \dot{e}_2 &= -\frac{2R\dot{q}}{R} + \frac{a_t q}{R} - \frac{a_t}{v_t} - \frac{\cos \theta_m}{R} a_m \end{aligned} \quad (9)$$

که در آن  $\theta_m = \varphi_m - q$ .

### ۳. طراحی قانون هدایت

#### ۳-۱. دینامیک صفحه لغزش

سیستم زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{\sigma} = f(t) + u(t), \quad \sigma \in \mathbb{R}, \quad (10)$$

که در بخش بعدی به عنوان دینامیک صفحه لغزش که در

راستای مسیر سیستم محاسبه می‌گردد، در نظر گرفته می‌شود.

شرط  $\sigma = 0$  دینامیک سیستم را روی صفحه لغزش تعریف می

کند.  $u \in \mathbb{R}$  ورودی کنترلی است که لازم است نرم باشد، و  $f(t)$

یک تابع نامعین به اندازه کافی نرم می‌باشد. سیگنال کنترلی نرم  $u$

باید به گونه‌ای طراحی شود که  $\sigma, \dot{\sigma} \rightarrow 0$  در زمان محدود

به سمت صفر ببرد.

#### ۱. لم

سیستم (۱۰) را بدون جمله نامعین  $f = 0$  در نظر بگیرید و کنترل

به صورت زیر انتخاب می‌گردد

$$u = -\alpha_1 |\sigma|^{1/2} \text{sign}(\sigma) - \alpha_2 \int \text{sign}(\sigma) d\tau, \quad (11)$$

که در آن  $\alpha_1$  و  $\alpha_2$  ثابت‌های مثبت حقیقی می‌باشند. آن‌گاه

$\dot{\sigma} = \sigma = 0$  در زمان محدود قابل حصول است. با ترکیب (۱۰) و

(۱۱) داریم:

$$\dot{\sigma} = -\alpha_1 |\sigma|^{1/2} \text{sign}(\sigma) + \omega \quad (12)$$

از این معادله می‌توان دید که شتاب هدف  $a_t$  در صفحه لغزش طراحی شده ظاهر می‌شود. با مشتق‌گیری از صفحه لغزش داریم:

$$\dot{s} = (\dot{q} - \dot{q}_F) + \beta\gamma \left( \ddot{q} - \frac{\dot{a}_t}{v_t} \right) \left| \dot{q} - \frac{a_t}{v_t} \right|^{\gamma-1} = e_2 + \beta\gamma \begin{pmatrix} -\frac{2R\dot{q}}{R} + \frac{a_{tq}}{R} \\ -\frac{\cos(\varphi-q)}{R} a_m \\ -\frac{\dot{a}_t}{v_t} \end{pmatrix} \left| \dot{q} - \frac{a_t}{v_t} \right|^{\gamma-1} \quad (23)$$

قانون رسیدن به صفحه لغزش از طریق مود لغزشی مرتبه دوم طراحی می‌گردد:

$$\dot{s} = -\alpha_1 |s|^{1/2} \text{sign}(s) - \alpha_2 \int \text{sign}(s) dt \quad (24)$$

بنابراین، قانون هدایت به صورت زیر می‌باشد:

$$a_m = a_{meq} + a_{msw} \quad (25)$$

$$a_{meq} = \frac{R}{\cos \theta_m} \left( -\frac{2R\dot{q}}{R} + \frac{a_{tq}}{R} + \frac{1}{\beta\gamma} |e_2|^{2-\gamma} \text{sign}(e_2) \right) \quad (26)$$

$$a_{msw} = \frac{1}{\cos \theta_m} \left( \alpha_1 |s|^{1/2} \text{sign}(s) + \alpha_2 \int \text{sign}(s) dt \right) \quad (27)$$

شتاب هدف  $a_t$  در شتاب موشک طراحی شده ظاهر می‌شود. هرچند، به طور معمول اندازه‌گیری مستقیم شتاب هدف در عمل مشکل است. می‌توان آن را به عنوان یک اغتشاش خارجی در نظر گرفت. برای مهیا کردن شرایط محاسبه صفحه لغزش معادله (22) و شتاب موشک (25)-(27)، ESO ارائه شده در معادله (19) به کار گرفته می‌شود تا شتاب هدف نامعلوم تخمین زده شود.

با انتخاب  $a_{tq}$  از معادله آخر (3) به عنوان یک متغیر حالت توسعه یافته، می‌توان سیستم دینامیکی مرتبه دوم معادل زیر را به دست آورد:

$$\dot{v}_q = a_{tq} - v_R \dot{q} - a_m \frac{\cos(\varphi_m - q)}{R} \quad (28)$$

$\dot{a}_{tq} = g(t)$  که در آن  $g(t)$  نرخ تغییرات  $a_{tq}$  می‌باشد.  $-v_R \dot{q}/R$  اطلاعات معلوم سیستم می‌باشد. با توجه به معادله (19)، ESO مرتبه دوم برای سیستم (28) به صورت زیر مشخص می‌گردد:

$$\dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e - v_R \dot{q} - a_m \cos(\varphi_m - q) \quad (29)$$

$\dot{z}_2 = -\beta_{02} \text{fal}(e, \alpha, \sigma)$  که در آن  $e = z_1 - v_q$ ،  $v_q$  و  $z_1$  و  $z_2$  به ترتیب تخمین‌های  $a_{tq}$  و  $v_q$  می‌باشند.  $\text{fal}(e, \alpha, \sigma)$  همان تعریف معادله (20) را دارد. با تنظیم درست پارامترهای  $\beta_{02}$  و  $\beta_{01}$ ،  $\sigma$ ،  $\alpha$  آن‌گاه  $z_1$  و  $z_2$  به ترتیب به  $v_q$  و  $a_{tq}$  همگرا می‌شوند. تخمین شتاب هدف  $a_t$  به صورت زیر خواهد بود:

دقیقی از سیستم تخمین بزند. همگرایی ESO در مطالعات نشان داده شده است. ESO مرتبه دوم در ادامه معرفی می‌گردد.

سیستم مرتبه اول زیر را در نظر بگیرید:

$$\dot{x} = f(x) + w(t) + bu(t) \quad (17)$$

که در آن  $f(x)$  نمایانگر دینامیک سیستم و معلوم است،  $w(t)$  نماد اغتشاش ناشناخته می‌باشد،  $u(t)$  ورودی کنترلی و  $x$  خروجی است. با انتخاب  $x$  به عنوان  $x_1$  و  $w(t)$  به عنوان  $x_2$  معادله (17) را می‌توان به شکل یک سیستم دینامیکی مرتبه دوم جدید گسترش داد:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 + f(x_1) + bu(t) \\ \dot{x}_2 &= \xi(t) \end{aligned} \quad (18)$$

که در آن  $\xi(t) = \dot{w}(t)$  نمایانگر نرخ تغییر  $w(t)$  می‌باشد و فرض شده است که یک تابع نامعلوم و کران‌دار است. ESO مرتبه دوم زیر برای تخمین  $w(t)$  به کار گرفته شده است:

$$\begin{aligned} \dot{z}_1 &= z_2 - \beta_{01} e + f(x_1) + bu(t) \\ \dot{z}_2 &= -\beta_{02} \text{fal}(e, \alpha, \sigma) \end{aligned} \quad (19)$$

که در آن  $e = z_1 - x_1$ ،  $0 < \alpha < 1$ ،  $\beta_{02} > 0$ ،  $\beta_{01} > 0$ ،  $\sigma > 0$ .

$$\text{fal}(e, \alpha, \sigma) = \begin{cases} |e|^\alpha \text{sign}(e) & |e| > \sigma \\ \frac{e}{\sigma^{1-\alpha}} & |e| \leq \sigma \end{cases} \quad (20)$$

اگر مقادیر مناسب برای  $\beta_{01}$ ،  $\sigma$ ،  $\alpha$  و  $\beta_{02}$  انتخاب شوند، آن‌گاه  $z_1$  و  $z_2$  به ترتیب به  $x_1$  و  $x_2$  همگرا می‌شوند.

### 3-4. طراحی قانون هدایت

در این بخش، قانون هدایت کنترل زاویه برخورد برای مواجهه با اهداف دارای مانور با استفاده از دینامیک درگیری غیرخطی که در معادلات (1) و (3) مشخص شده است، شرح داده می‌شود.

حال، برای طراحی شتاب جانبی موشک با استفاده از الگوریتم‌های مود لغزشی نهایی، کنترل تطبیقی و ESO، صفحه لغزش به صورت زیر انتخاب می‌گردد:

$$s = (q - q_F) + \beta |\dot{q} - \dot{q}_F|^\gamma \text{sign}(\dot{q} - \dot{q}_F) \quad (21)$$

که در آن  $\beta > 0$ ،  $1 < \gamma < 2$  و  $q_F$  نمایانگر زاویه خط دید می‌باشد. در ادامه، کنترل‌کننده مقاومی که هر مسیری در فضای حالت را به صفحه لغزش می‌برد و روی آن نگاه می‌دارد، طراحی می‌شود. با قراردادن معادله (8) در (21)، می‌توان معادله زیر را به دست آورد:

$$s = (q - q_F) + \beta \left| \dot{q} - \frac{a_t}{v_t} \right|^\gamma \text{sign}(\dot{q} - \frac{a_t}{v_t}) \quad (22)$$

با کران دار در نظر گرفتن مشتق شتاب هدف و به قدر کافی بزرگ در نظر گرفتن  $\alpha_1$  می توان کران داری دینامیک صفحه لغزش (۳۶) یا (۳۷) به صورت یکنواخت نهایی و رسیدن به صفحه لغزش را نتیجه گرفت.

نکته: اگرچه شتاب هدف کران دار در نظر گرفته شده است، ولی تخمین شتاب هدف  $\frac{z_2}{\cos(\varphi_t - q)}$  زمانی که  $|\varphi_t - q| = \pi/2$  می شود، واگرا به بی نهایت می گردد. بنابراین، تابع اشباع زیر استفاده می شود:

$$\frac{z_2}{\cos(\varphi_t - q)} = \begin{cases} a_{\text{sign}(\frac{z_2}{\cos(\varphi_t - q)})t_{\text{max}}} & \text{for } |\frac{z_2}{\cos(\varphi_t - q)}| \geq a_{\text{tmax}} \\ \frac{z_2}{\cos(\varphi_t - q)} & \text{for others} \end{cases} \quad (40)$$

که در آن  $a_{\text{tmax}}$  کران شتاب هدف می باشد.

نکته: در مقاله [۱] در اثبات قضیه ۲ این فرض را در نظر گرفته است که  $\dot{R} < 0$  می باشد. در مقاله [۱۶] اعلام شده است که مقادیر بزرگ خطای جهت حرکت، یعنی  $\dot{R} > 0$  ممکن است موجب شود که قانون کنترلی ارائه شده نتواند موشک را به میدان برخورد برساند و موجب ازدست رفتن هدف شود. برای حل این مشکل، قانون کنترلی زیر به جای معادلات (۳۳) - (۳۵) ارائه شده است:

$$a_m = a_{\text{meq}} + a_{\text{msw}} \quad (41)$$

$$a_{\text{meq}} = \frac{R}{|\cos \theta_m|} \left( \frac{2|\dot{R}\dot{q}}{R} + \frac{z_2}{R} + \frac{1}{\beta\gamma} |e_2|^{2-\gamma} \text{sign}(e_2) \right) \quad (42)$$

$$a_{\text{msw}} = \frac{1}{|\cos \theta_m|} \left( \alpha_1 |s|^{1/2} \text{sign}(s) + \alpha_2 \int \text{sign}(s) d\tau \right) \quad (43)$$

از این معادله می توان دریافت که در ازای  $|\theta_m| = \pi/2$ ،  $a_m$  به بی نهایت واگرا می شود و این اندازه بزرگ بی نهایت برای شتاب در عمل قابل تولید توسط موشک نیست. بنابراین، برای پیاده سازی قانون کنترلی، شتاب موشک واقعی در معادله (۴۱) با استفاده از تابع اشباع زیر بریده می شود:

$$a_m = \begin{cases} a_{\text{max}} \text{sign}(a_m) & |a_m| \geq a_{\text{mmax}} \\ a_m & |a_m| < a_{\text{mmax}} \end{cases} \quad (44)$$

که در آن  $a_{\text{mmax}}$  حد شتاب موشک است.

#### ۴. شبیه سازی

موقعیت اولیه موشک در سیستم مختصات اینرسی  $x_{m0} = y_{m0} = 0m$  می باشد و فاصله نسبی اولیه بین موشک و هدف  $R_0 = 10,000m$  و زاویه خط دید اولیه  $q_0 = \pi/6 \text{rad}$

$$a_t = \frac{a_{tq}}{\cos(\varphi_t - q)} = \frac{z_2}{\cos(\varphi_t - q)} \quad (30)$$

بنابراین در طراحی قانون هدایت، سیستم خطا و صفحه لغزش در معادلات (۹) و (۲۲) را می توان به صورت زیر اصلاح نمود:

$$\begin{aligned} e_1 &= q - q_F \\ e_2 &= \dot{q} - \frac{z_2}{\cos(\varphi_t - q)v_t} \end{aligned} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} \dot{e}_1 &= e_2 \\ \dot{e}_2 &= -\frac{2\dot{R}\dot{q}}{R} + \frac{z_2}{R} - \frac{\dot{a}_t}{v_t} - \frac{\cos \theta_m}{R} a_m \\ s &= e_1 + \beta |e_2|^\gamma \text{sign}(e_2) \end{aligned} \quad (32)$$

و در نتیجه، کنترل کننده ANTSM برای سیستم (۳) و برای رسیدن به زاویه برخورد مطلوب به صورت قضیه ۲ خواهد بود.

#### قضیه ۲

اگر کنترل کننده  $a_m = a_{\text{meq}} + a_{\text{msw}}$  در معادله (۳) به صورت زیر طراحی گردد:

$$a_m = a_{\text{meq}} + a_{\text{msw}} \quad (33)$$

$$a_{\text{meq}} = \frac{R}{\cos \theta_m} \left( -\frac{2\dot{R}\dot{q}}{R} + \frac{z_2}{R} + \frac{1}{\beta\gamma} |e_2|^{2-\gamma} \text{sign}(e_2) \right) \quad (34)$$

$$a_{\text{msw}} = \frac{1}{\cos \theta_m} \left( \alpha_1 |s|^{1/2} \text{sign}(s) + \alpha_2 \int \text{sign}(s) d\tau \right) \quad (35)$$

آن گاه، متغیرهای حالت سیستم خطای (۳۱) به طور مجانبی به صفحه لغزش  $s = 0$  معادله (۳۲) همگرا می شوند و روی آن باقی می مانند. با جایگزینی قانون هدایت (۳۳) - (۳۵) در (۲۳)، سیستم حلقه بسته به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{s} = \beta\gamma \left( \frac{a_{tq} - z_2}{R} - \frac{\dot{a}_t}{v_t} \right) |e_2|^{\gamma-1} - \alpha_1 |s|^{1/2} \text{sign}(s) - \alpha_2 \int \text{sign}(s) d\tau \quad (36)$$

که آن را می توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{\bar{\sigma}} = \beta\gamma \left( \frac{e}{R} - \frac{\dot{a}_t}{v_t} \right) |e_2|^{\gamma-1} - \alpha_1 |\bar{\sigma}|^{1/2} \text{sign}(\bar{\sigma}) + \omega \quad (37)$$

که در آن  $\bar{\sigma} = s$ ،  $\omega = -\alpha_2 \int \text{sign}(\tau) d\tau$  و  $e = z_1 - v_q$  نمایانگر خطای رؤیت گر می باشد.

تابع لیاپانوف زیر در نظر گرفته می شود:

$$V = \frac{\omega^2}{2} + \alpha_2 \int_0^{\bar{\sigma}} \text{sign}(\tau) d\tau \quad (38)$$

مشتق  $V$  به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \omega \dot{\omega} + \alpha_2 \text{sign}(\bar{\sigma}) \dot{\bar{\sigma}} = -\omega \alpha_2 \text{sign}(\bar{\sigma}) \\ &+ \alpha_2 \text{sign}(\bar{\sigma}) \left( \beta\gamma \left( \frac{e}{R} - \frac{\dot{a}_t}{v_t} \right) |e_2|^{\gamma-1} - \alpha_1 |\bar{\sigma}|^{1/2} \text{sign}(\bar{\sigma}) + \omega \right) \\ &\leq -\alpha_1 \alpha_2 |\bar{\sigma}|^{1/2} + \beta\gamma \alpha_2 \left| \frac{e}{R} - \frac{\dot{a}_t}{v_t} \right| |e_2|^{\gamma-1} \end{aligned} \quad (39)$$

۱۷,۳۱ ثانیه برای روش ANTSM به هدف اصابت می‌کند. زاویه برخورد برابر با هدف ۹۰,۴۵۵۱ درجه برای روش SOTSMS و ۹۰ درجه برای روش ANTSM می‌باشد. در شکل ۲(ب)، تخمین شتاب هدف ظرف مدت ۲ ثانیه به مقدار ۱۹,۶ می‌رسد و سپس در ناحیه ۱۹,۹  $m/s^2$  تا ۲۰  $m/s^2$  باقی می‌ماند که نشان‌دهنده دقت بالای تخمین شتاب هدف می‌باشد.

از شکل ۲(پ) می‌توان دریافت که تابع لغزش برای این مقاله به آرامی به محدوده صفر می‌رسد. در شکل ۲(ج) زاویه خط دید  $q$ ، زاویه مطلوب  $q_F$  را در ثانیه‌های انتهایی نزدیک به برخورد دنبال می‌نماید. با توجه به شکل ۲(د) هم می‌توان دید که شتاب موشک به آرامی تغییر می‌کند. بهره بخش انتگرالی قانون هدایت مود لغزشی در شکل ۲(ه) نمایش داده شده است که به حدود مقدار ۱۲ می‌رسد.

### مورد دوم.

در این بخش شرایط سخت‌تری در نظر گرفته شده است و فرض می‌شود که شتاب هدف دامنه بالایی دارد. شتاب هدف  $a_t = 30m/s^2$  در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی در شکل ۳ نمایش داده شده است. در این حالت موشک ظرف مدت ۲۰,۷۸ ثانیه برای روش این مقاله یعنی SOTSMS به هدف اصابت می‌کند، در حالی که با استفاده از روش مقاله وانگ، ANTSMS، موشک هیچ‌گاه به هدف اصابت نمی‌کند. زاویه برخورد برای روش SOTSMS برابر با ۹۱,۶۰۲۷ درجه می‌باشد و روش ANTSMS نیز پس از ۱۵ ثانیه اول توانایی ردیابی زاویه برخورد مطلوب را از دست می‌دهد.

در شکل ۳(ب)، شتاب هدف ظرف مدت ۲ ثانیه به مقدار ۲۹,۵۱ می‌رسد و سپس در عرض ۷ ثانیه به ۳۰  $m/s^2$  می‌رسد که نشان‌دهنده دقت بالای تخمین شتاب هدف می‌باشد. از شکل ۳(پ) می‌توان دریافت که صفحه لغزش به آرامی تغییر می‌کند و به همسایگی صفر می‌رسد. در شکل ۳(ج) زاویه خط دید  $q$ ، زاویه مطلوب  $q_F$  را ظرف حدود ۱۰ ثانیه دنبال می‌نماید.

با توجه به شکل ۳(د) هم می‌توان دید که شتاب موشک برای روش SOTSMS به آرامی تغییر می‌کند و در روش ANTSMS نیز به سرعت، شتاب به حد اشباع خود می‌رسد و از آن خارج نمی‌شود. بهره انتگرالی مود لغزشی در شکل ۳(ه) نمایش داده شده است که بین عدد ۱۰ تا ۱۱ تغییر می‌کند.

است. سرعت‌ها و زوایای پرواز اولیه موشک و هدف به ترتیب بدین صورت است:  $v_m = 500m/s$ ،  $\varphi_{m0} = \pi/4$  و  $v_t = 250m/s$  و  $\varphi_{t0} = 2\pi/3$

با توجه به موارد فوق مقدار اولیه برای  $\dot{R}$  طبق رابطه زیر حاصل خواهد شد:

$$\dot{R}(0) = 250\cos(2\pi/3 - \pi/6) - 500\cos(\pi/4 - \pi/6) = -482.96m/s$$

در رابطه فوق زاویه برخورد  $\theta_{imp} = \pi/2rad$  انتخاب شده است. کران‌های شتاب موشک و شتاب هدف به ترتیب  $a_{2mmax}$  و  $a_{2tmax}$  می‌باشد. دوره زمانی شبیه‌سازی در مقاله [۱]، ۰.۰۱ ثانیه در نظر گرفته شده است و الگوریتم اولر برای حل معادلات دینامیکی غیرخطی درگیری به کار گرفته شده است. ولی در پژوهش کنونی از حل‌کننده<sup>۲۳</sup> پیوسته ode45 نرم‌افزار MATLAB برای شبیه‌سازی مساله مورد نظر در این مقاله استفاده شده است.

مقادیر اولیه برای  $z_1$  و  $z_2$  به ترتیب  $v_{q0} = R(0)\dot{q}(0)$  و صفر در نظر گرفته شده‌اند. پارامترهای به کار گرفته شده برای صفحه لغزش نهایی غیرتکین، قانون رسیدن<sup>۲۴</sup> مود لغزشی مرتبه دوم و ESO چنین هستند:

$$\beta = 10, \beta_{01} = 50, \beta_{02} = 90, \alpha = 0.5$$

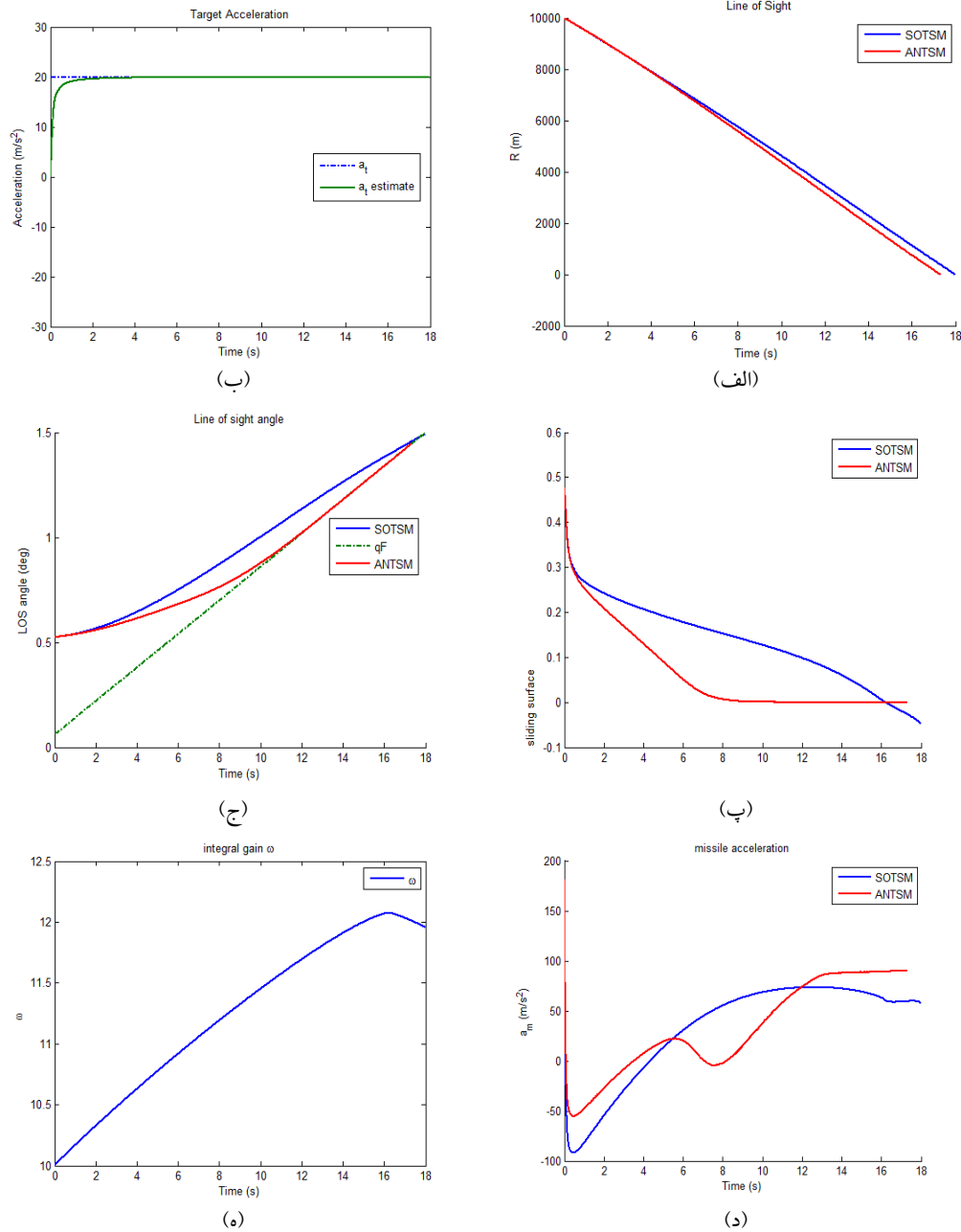
$$\sigma = 0.01, \omega_0 = 90, \gamma = 1.5, \alpha_1 = 100, \alpha_2 = 0.25$$

که در آن  $\omega_0$  مقدار اولیه  $\omega$  در معادله (۱۲) می‌باشد. روش به کار گرفته شده در [۱] نیز برای مقایسه شبیه‌سازی شده است و پارامترهای آن به صورت  $\varepsilon = 0.2, a = k = 8, \eta_0 = 90$ ، مقدار اولیه  $\eta$  می‌باشد. در موارد مشترک نیز پارامترها یکسان در نظر گرفته شده‌اند. روش مقاله وانگ [۱] با نام ANTSMS<sup>۲۵</sup> و روش این مقاله با نام SOTSMS<sup>۲۶</sup> مشخص شده است.

در ادامه این بخش شش مورد مورد بررسی قرار گرفته و به تفکیک توضیح داده شده است. نتایج هر کدام از موارد ذکر شده در ادامه و در قالب شکل‌های ۳ تا ۷ آورده شده و تفسیر نتایج نیز بیان شده است.

### مورد اول.

مقدار ثابت  $a_t = 20m/s^2$  برای شتاب هدف در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی در شکل ۲ نمایش داده شده است. در این حالت موشک ظرف مدت ۱۷,۹۹ ثانیه برای روش SOTSMS و



شکل ۲. نتایج برای رهگیری هدف با شتاب  $a_t = 20m/s^2$  (الف). فاصله نسبی (ب) تخمین شتاب هدف (پ) صفحه لغزش (ج) زاویه خط دید (د) شتاب موشک (ه) بهره انتگرالی

### مورد سوم.

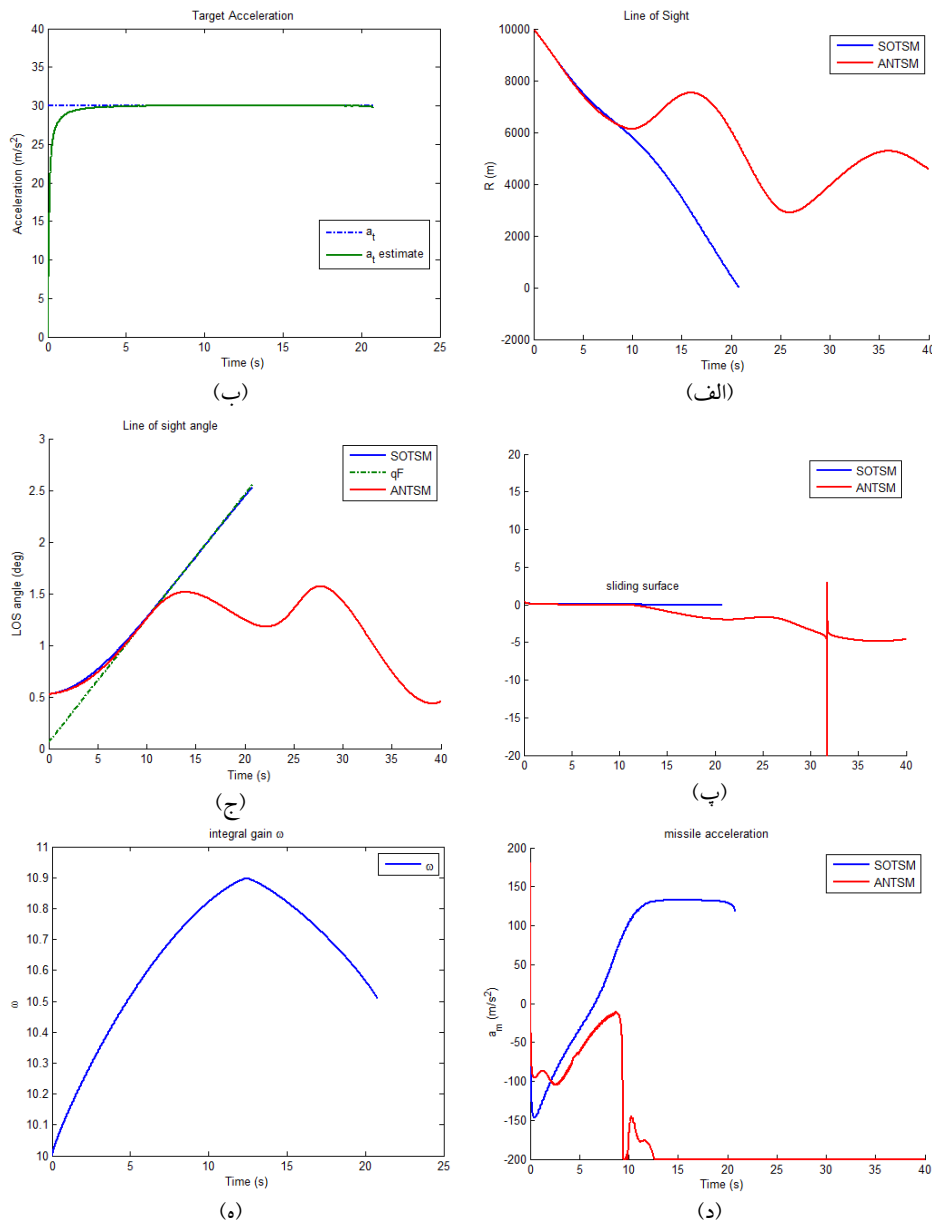
در این بخش نیز فرض می‌شود که شتاب هدف با فرکانس بالایی تغییر می‌کند. شتاب هدف  $a_t = 20 \sin(1.75t)m/s^2$  در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی در شکل ۴ نمایش داده شده است. در این حالت موشک ظرف مدت ۲۴,۰۵ ثانیه برای روش SOTSM و ۲۷,۷۹ ثانیه برای روش ANTSM به هدف اصابت می‌کند. زاویه برخورد برابر با  $93,357^\circ$  درجه برای روش SOTSM و  $91,28^\circ$  درجه برای روش ANTSM می‌باشد. در

شکل ۴ (ب)، تخمین شتاب هدف ظرف مدت ۱۰ ثانیه به شتاب هدف واقعی همگرا می‌گردد. از شکل ۴ (پ) می‌توان دریافت که صفحه لغزش به حالت نوسانی تغییر می‌کند و حول صفر نوسان می‌کند. در شکل ۴ (ج) زاویه خط دید  $q$ ، در مراحل نهایی به نزدیکی مقدار زاویه مطلوب  $q_F$  می‌رسد. در شکل ۴ (د) هم می‌توان دید که شتاب موشک با توجه به بالابودن فرکانس شتاب هدف با سرعت بیشتری تغییر می‌کند. به علاوه با مقایسه شتاب دو روش SOTSM و ANTSM می‌توان ملاحظه کرد که در روش



انتگرالی در شکل ۴ (ه) نمایش داده شده است که به حدود مقدار ۱۲٫۵ می‌رسد که نسبت به شتاب ثابت اندکی بزرگتر است.

SOTSM شتاب موشک کمتر است و کمتر به حد اشباع رسیده است، بنابراین این روش انرژی کمتری را صرف می‌کند. بهره



شکل ۳. نتایج برای رهگیری هدف با شتاب  $a_t = 30m/s^2$  (الف). فاصله نسبی (ب) تخمین شتاب هدف (پ) صفحه لغزش (ج) زاویه خط دید (د) شتاب موشک (ه) بهره انتگرالی

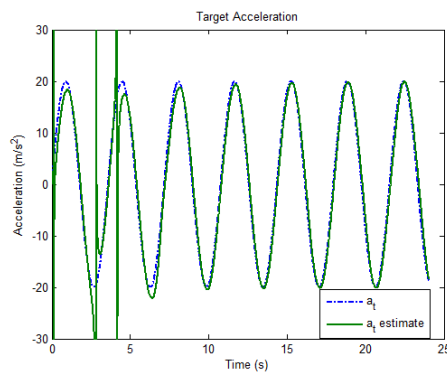
می‌کند و در روش وانگ، ANTSM در ثانیه ۲۶٫۰۵ به فاصله از دست رفتن  $16^{37}$  سانتی‌متری می‌رسد ولی برخورد صورت نمی‌گیرد. زاویه برخورد برای روش SOTSM برابر با ۹۷٫۱۷۸۲ درجه و برای روش ANTSM برابر با ۹۹٫۵۹۵۶ درجه می‌باشد. در شکل ۵ (ب)، تخمین شتاب هدف ظرف مدت ۱۳ ثانیه به شتاب هدف واقعی همگرا می‌گردد. از شکل ۵ (پ) می‌توان

#### مورد چهارم.

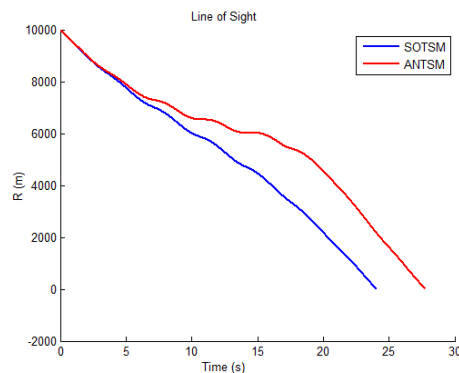
در این بخش فرض می‌شود که شتاب هدف با فرکانس بالایی و دامنه بالایی تغییر می‌کند. شتاب هدف لحاظ شده در این بخش  $a_t = 35 \sin(1.75t)m/s^2$  در نظر گرفته شده است. نتایج شبیه‌سازی در شکل ۵ نمایش داده شده است. در این حالت، در روش SOTSM موشک ظرف مدت ۲۳٫۵ ثانیه به هدف اصابت

دو روش SOTSM و ANTSM انجام شد. نتایج این شبیه‌سازی ها در جدول ۱ به‌طور خلاصه آمده است. با توجه به این جدول می‌توان دریافت که به‌جز شبیه‌سازی اول که دو روش عملکرد تقریباً مشابهی داشته‌اند و روش ANTSM در مواردی عملکرد بهتری داشته است، در سایر شبیه‌سازی‌ها با مانورهای بالای هدف، روش این مقاله، SOTSM هم از نظر زمان برخورد و هم از نظر زاویه برخورد عملکرد بهتری داشته است.

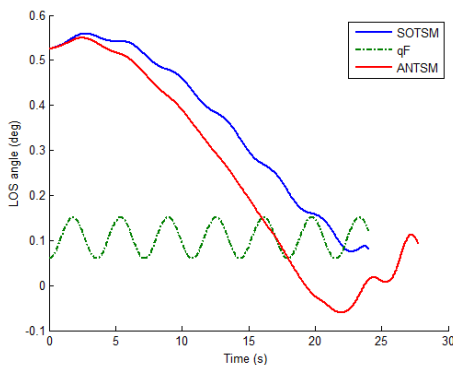
دریافت که صفحه لغزش به حالت نوسانی تغییر می‌کند و حول صفر نوسان می‌کند. در شکل ۵ (ج) زاویه خط دید  $q$ ، در مراحل نهایی به نزدیکی مقدار زاویه مطلوب  $q_F$  می‌رسد. در شکل ۵ (د) هم می‌توان دید که شتاب موشک با توجه به بالا بودن فرکانس شتاب هدف با سرعت بیشتری تغییر می‌کند. بهره سوئیچینگ در شکل ۵ (ه) نمایش داده شده است که به حدود مقدار ۱۲٫۲ می‌رسد. چهار شبیه‌سازی عددی مختلف برای بررسی عملکرد هر



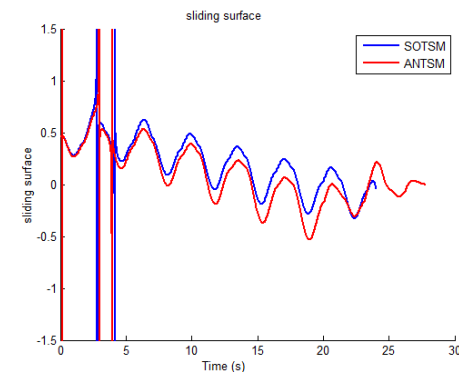
(ب)



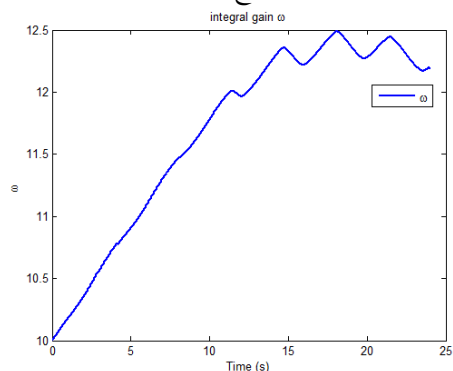
(الف)



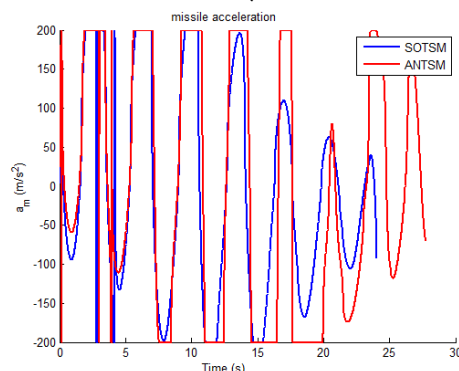
(ج)



(پ)

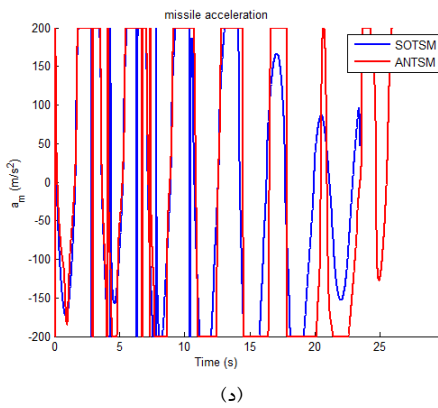
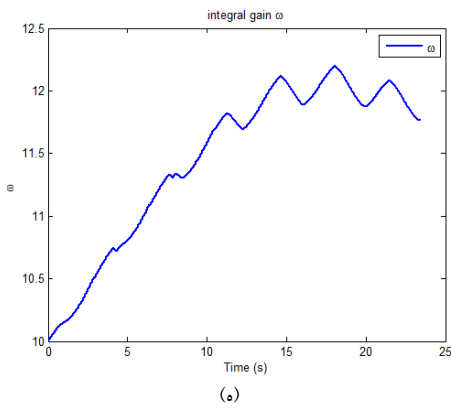
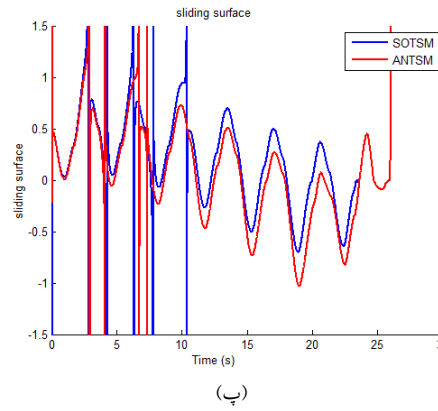
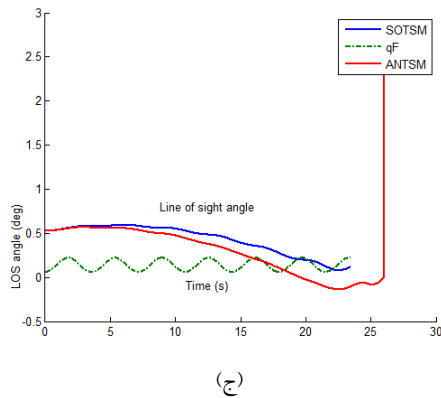
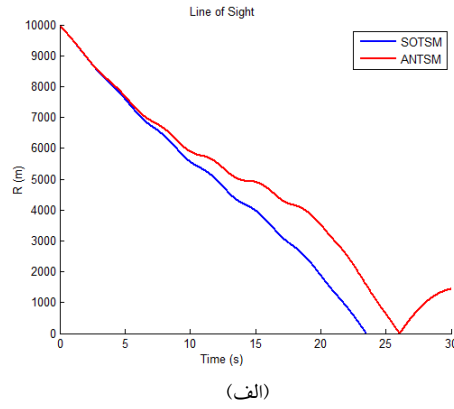
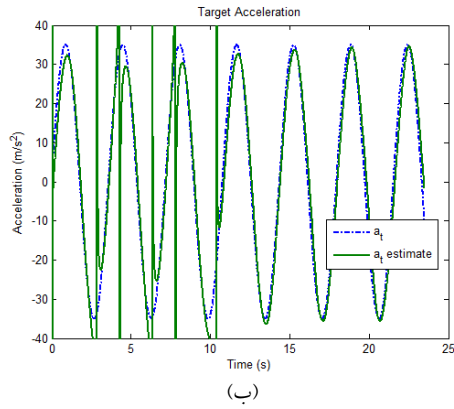


(ه)



(د)

شکل ۴. نتایج برای رهگیری هدف با شتاب  $a_t = 20 \sin(1.75t) \text{ m/s}$  (الف). فاصله نسبی (ب) تخمین شتاب هدف (پ) صفحه لغزش (ج) زاویه خط دید (د) شتاب موشک (ه) بهره انتگرالی



شکل ۵. نتایج برای رهگیری هدف با شتاب  $a_t = 35 \sin(1.75t) m/s^2$  (الف). فاصله نسبی (ب) تخمین شتاب هدف (پ) صفحه لغزش (ج) زاویه خط دید (د) شتاب موشک (ه) بهره انتگرالی

جدول ۱. نتایج شبیه‌سازی برای ۴ آزمایش

$80m/s^2$	$35 \sin(1.75t)m/s^2$	$20 \sin(1.75t)m/s^2$	$30m/s^2$	$20m/s^2$	شتاب هدف	
55.48	99.6	91.28	عدم برخورد	17.31	زاویه برخورد (درجه)	ANTSM
39.7 (s)	26.05 (s) with miss distance = 16cm	27.79	عدم برخورد	90	زمان برخورد (ثانیه)	
34.52	9.6	1.28	عدم برخورد	0	انحراف (درجه)	
56.6	97.18	93.04	91.6	90.45	زاویه برخورد (درجه)	SOTSM
40.64	23.5	24.05	20.78	17.99	زمان برخورد (ثانیه)	
33.4	7.18	3.04	1.6	0.45	انحراف (درجه)	

ANTSM: adaptive nonsingular terminal sliding mode, SOTSM: second order terminal sliding mode

### مورد پنجم.

در این بخش شتاب هدف با دامنه بسیار بزرگ در نظر گرفته شده است. شتاب هدف  $a_t = 80m/s^2$  در نظر گرفته شده است. فاصله نسبی اولیه بین موشک و هدف  $R_0 = 4,000m$  فرض شده است و باقی موارد همانند بخش‌های قبلی است. نتایج شبیه‌سازی در شکل ۶ نمایش داده شده است. در این حالت موشک ظرف مدت  $40.64$  ثانیه برای روش این مقاله یعنی SOTSM به هدف اصابت می‌کند، و با استفاده از روش مقاله وانگ، ANTSM، موشک در زمان  $39.7$  به هدف اصابت می‌کند. زاویه برخورد برای روش SOTSM برابر با  $56.6$  درجه می‌باشد و روش ANTSM نیز  $54.4$  می‌باشد.

در شکل ۶ (ب)، شتاب هدف به مقدار  $80 m/s^2$  می‌رسد ولی دارای پرش‌هایی در اطراف این مقدار است. از شکل ۶ (پ) می‌توان دریافت صفحه لغزش در زمان  $35$  ثانیه به مقدار صفر می‌رسد. در شکل ۶ (ج) زاویه خط دید  $q$ ، زاویه مطلوب  $q_F$  را دنبال نمی‌کند ولی در اطراف آن باقی می‌ماند. با توجه به شکل ۶ (د) هم می‌توان دید که که شتاب موشک برای روش SOTSM نسبت به ANTSM نرم‌تر است. بهره‌انترگالی مود لغزشی در شکل ۶ (ه) نمایش داده شده است که به عدد  $18$  می‌رسد.

### مورد ششم.

در این بخش روش ارائه‌شده در این مقاله یعنی SOTSM با روش ناوبری تناسبی افزوده<sup>۲۸</sup> (APN) مقایسه می‌شود. شتاب هدف در روش APN نیز فرض می‌شود از رویکرد ESO به‌دست آمده است. شتاب هدف  $a_t = 30m/s^2$  در نظر گرفته شده است. قانون هدایت در روش APN به‌صورت زیر است:

$$a_m = \frac{3}{t_{go}^2} \left[ x_1(t) + x_2(t)t_{go} + \frac{1}{2} a_{tq}(t)t_{go}^2 \right] \quad (45)$$

که در آن  $x_1(t) = q(t)R(t)$  و  $x_2(t)$  می‌باشد و  $a_{tq}$  که شتاب عمود بر خط دید است و از تخمین رویکرد و معادله (۲۹) به‌دست می‌آید که برابر با  $Z_2$  می‌باشد.

نتایج شبیه‌سازی در شکل ۷ نمایش داده شده است. در این حالت موشک ظرف مدت  $20.78$  ثانیه برای روش این مقاله یعنی SOTSM به هدف اصابت می‌کند، در حالی که با استفاده از روش APN، موشک هیچ‌گاه به هدف اصابت نمی‌کند. زاویه برخورد برای روش SOTSM برابر با  $91.6027$  درجه می‌باشد و روش APN توانایی ردیابی زاویه برخورد مطلوب را ندارد چون در قانون

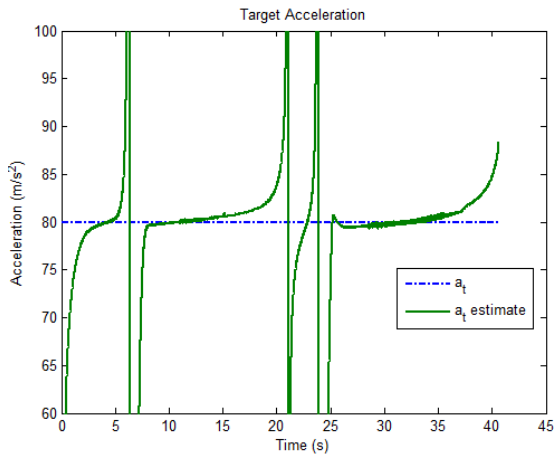
هدایت آن چنین هدفی در نظر گرفته نشده است. در شکل ۷ (ب)، شتاب هدف ظرف مدت  $2$  ثانیه به مقدار  $29.51$  می‌رسد و سپس در عرض  $7$  ثانیه به  $30 m/s^2$  می‌رسد که نشان‌دهنده دقت بالای تخمین شتاب هدف می‌باشد. از شکل ۷ (پ) می‌توان دریافت که صفحه لغزش در روش SOSTM به‌آرامی تغییر می‌کند و به همسایگی صفر می‌رسد. در روش APN نیز که صفحه لغزش تعریف نشده است.

در شکل ۷ (ج) زاویه خط دید  $q$ ، زاویه مطلوب  $q_F$  را ظرف حدود  $10$  ثانیه در روش SOTSM دنبال می‌نماید. روش APN نیز توانایی تعقیب زاویه مطلوب را ندارد. با توجه به شکل ۷ (د) هم می‌توان دید که که شتاب موشک برای روش SOTSM به‌آرامی تغییر می‌کند و در روش APN نیز شتاب به حد اشباع خود می‌رسد. بهره‌انترگالی مود لغزشی در شکل ۷ (ه) نمایش داده شده است که بین عدد  $10$  تا  $11$  تغییر می‌کند.

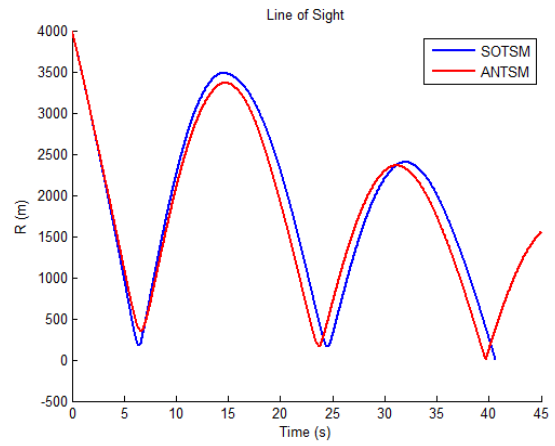
### ۵. نتیجه‌گیری

در این مقاله، قانون هدایت با استفاده از کنترل مود لغزشی مرتبه دوم ارائه شده است و با توجه به پایداری زمان‌محدود صفحه لغزش یک مود لغزشی نهایی<sup>۲۹</sup> نیز می‌باشد. به‌علاوه، شتاب هدف نیز نامعلوم در نظر گرفته شده است و با استفاده از یک رویکرد حالت توسعه‌یافته شتاب هدف به‌خوبی تخمین زده می‌شود و با استفاده از این تخمین در قانون هدایت مانور هدف جبران می‌شود. بنابراین، می‌توان روش ارائه‌شده را کنترل مود لغزشی مرتبه دوم نهایی<sup>۳۰</sup> (SOTSM) و یا کنترل مود لغزشی مرتبه دوم نهایی بر مبنای رویکرد حالت توسعه‌یافته<sup>۳۱</sup> (ESOSOTSM) نامید.

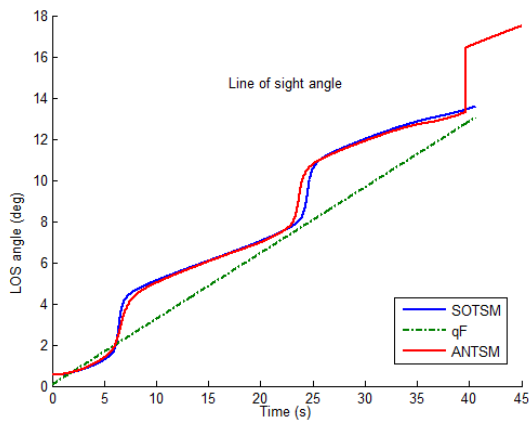
قانون هدایت ارائه‌شده، به واسطه استفاده از کنترل مود لغزشی مرتبه دوم، نرم می‌باشد و بنابراین، وزوز<sup>۳۲</sup> ناشی از عدم پیوستگی مود لغزشی معمول را در این روش نداریم. به‌علاوه با توجه به شبیه‌سازی‌ها نیز می‌توان دید که این روش در مواجهه با اهداف با مانورهای بالا، عملکرد بسیار خوبی دارد و علاوه بر زمان برخورد کوتاه، زاویه برخورد مطلوب را نیز تضمین می‌نماید.



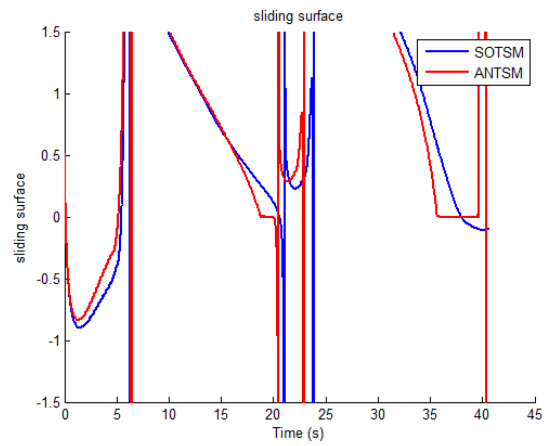
(ب)



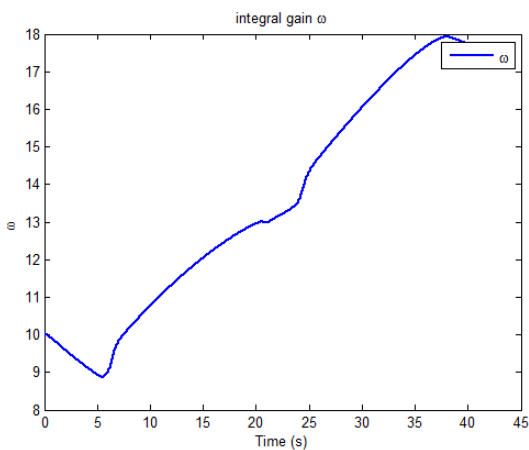
(الف)



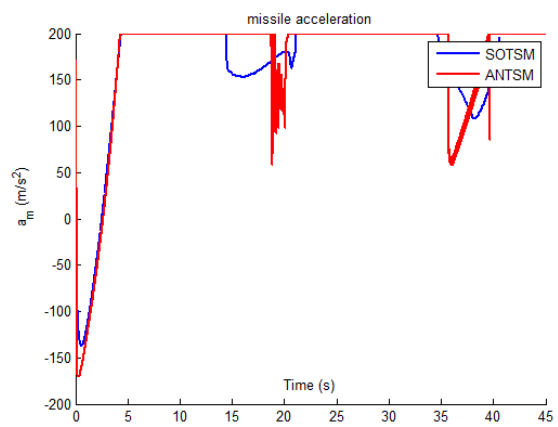
(ج)



(پ)

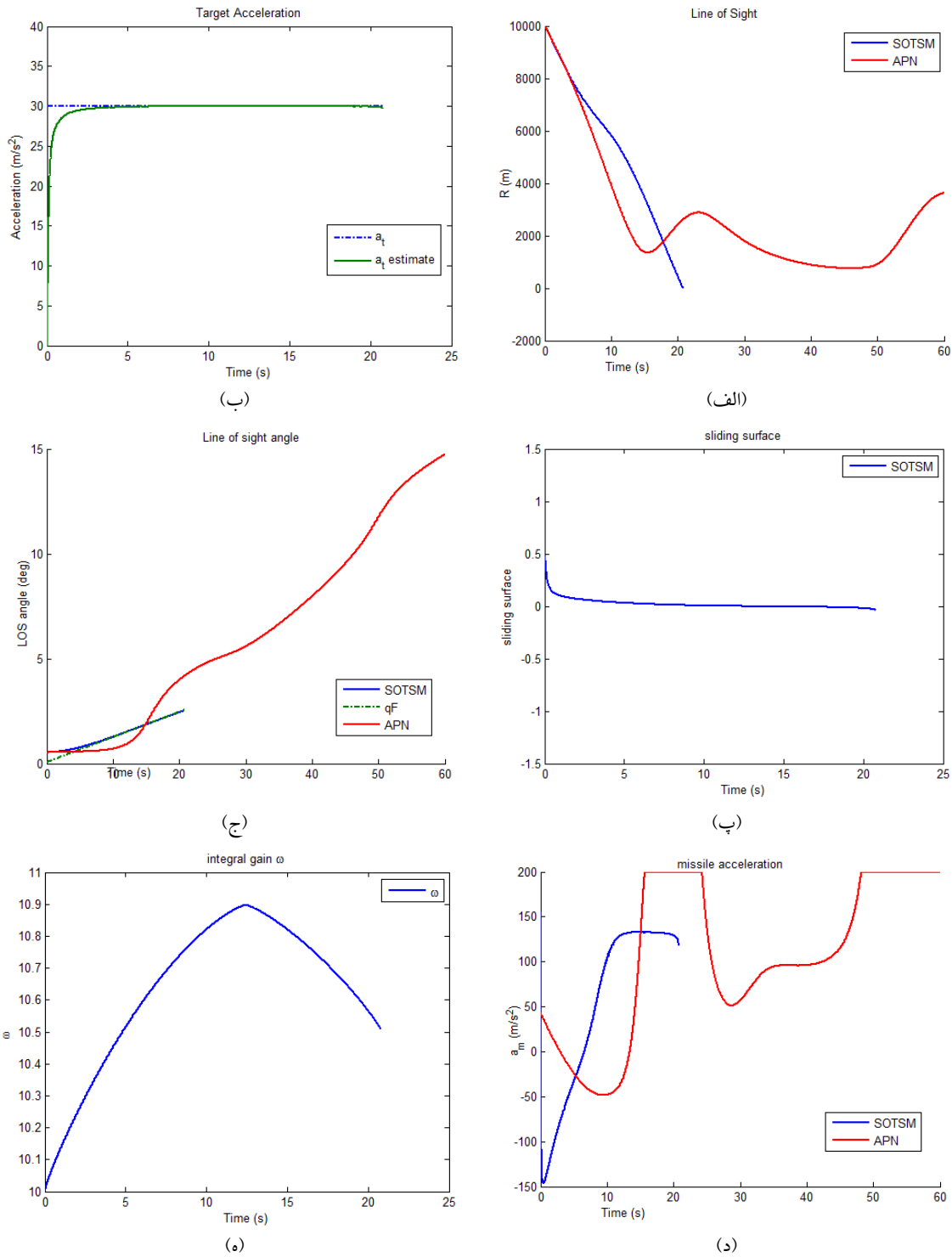


(ه)



(د)

شکل ۶. نتایج برای رهگیری هدف با شتاب  $a_t = 80 \text{ m/s}^2$  (الف). فاصله نسبی (ب) تخمین شتاب هدف (پ) صفحه لغزش (ج) زاویه خط دید (د) شتاب موشک (ه) بهره انتگرالی



شکل ۷. نتایج برای رهگیری هدف با شتاب  $a_t = 30 \text{ m/s}^2$ . (الف). فاصله نسبی (ب) تخمین شتاب هدف (پ) صفحه لغزش (ج) زاویه خط دید (د) شتاب موشک (ه) بهره انتگرالی

- [1] W. Wang, S. Xiong, X. Liu, S. Wang, 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.
- [2] Y. Wang, M. Sun, S. Du, Z. Chen, Comparative investigations of nonlinear and linear observers for a highly manoeuvrable target in sliding mode guidance. *Bulletin of the Polish Academy of Sciences Technical Sciences*, Vol. 65, No. 2, pp. 233-245, 2017.
- [3] A. Zhurbal, M. Idan, Effect of estimation on the performance of an integrated missile guidance and control system, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 47, No. 4, pp. 2690-2708, 2011.
- [4] D. Chwa, Fuzzy adaptive disturbance observer-based robust adaptive control for skid-to-turn missiles, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 51, No. 1, pp. 468-478, 2015.
- [5] T. Song, D. Lin, J. Wang, Disturbance observer-based control for missile non-strapdown seeker disturbance rejection, *Advances in Mechanical Engineering*, Vol. 8, No. 4, pp. 1-15, 2016.
- [6] H. Gao, Y. Lv, G. Ma, C. Li, Backstepping sliding mode control for combined spacecraft with nonlinear disturbance observer, *2016 UKACC 11th International Conference on Control (CONTROL)*, pp. 1-6, 2016.
- [7] W. Liu, Y. Wei, G. Duan, M. Hou, Integrated guidance and control with input saturation and disturbance observer, *Journal of Control and Decision*, Vol. 5, No. 3, pp. 277-299, 2017.
- [8] D. Chwa, Robust nonlinear disturbance observer-based adaptive guidance law against uncertainties in missile dynamics and target maneuver, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 54, No. 4, pp. 1739-1749, 2018.
- [9] Y. B. Shtessel, I. A. Shkolnikov, 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.
- [10] Z. Zhu, D. Xu, J. Liu, Y. Xia, Missile guidance law based on extended state observer, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 60, No. 12, pp. 5882-5891, 2013.
- [11] L. Sun, W. Wang, R. Yi, W. Zhang, Fast terminal sliding mode control based on extended state observer for swing nozzle of anti-aircraft missile, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, No. 6, pp. 1103-1113, 2015.
- [12] S. Xingling, 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.
- [13] A. Bacciotti, L. Rosier, Lyapunov functions and stability in control theory, *Lecture notes in control and information sciences*, Vol. 267, Springer, 2001.
- [14] S. Bhatt, D. Bernstein, Finite time stability of continuous autonomous systems. *SIAM Journal on Control and Optimization*, Vol. 38, No. 3, pp. 751-766, 2000.
- [15] S. Yu, X. Yu, B. Shirinzadeh B, Z. Man, Continuous finite time control for robotic manipulators with terminal sliding mode, *Automatica*, Vol. 41, No. 11, pp. 1957-1964, 2005.
- [16] S. R. Kumar, S. Rao, D. Ghose, Sliding mode guidance and control for all-aspect interceptor with terminal angle constraints, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 35, No. 4, pp. 1230-1246, 2012.

بی نوشت

- 
- 1 . warhead
  - 2 . Directional kill mechanism
  - 3 . Tail-controlled
  - 4 . Input saturation
  - 5 . Integrated guidance and control
  - 6 . jerk
  - 7 . smooth
  - 8 . Airframe actuator
  - 9 . Anti-aircraft missile
  - 10 . Back-stepping

- 
- 11 . Active disturbance rejection control
  - 12 . Feedback linearization
  - 13 . Terminal sliding mode control
  - 14 . Extended state observer
  - 15 . lethality
  - 16 . warhead
  - 17 . Material points
  - 18 . interception
  - 19 . seeker
  - 20 . LaSalle theorem
  - 21 . Homogeneous
  - 22 . dilation
  - 23 . solver
  - 24 . Reaching law
  - 25 . Adaptive nonsingular terminal sliding mode
  - 26 . Second order terminal sliding mode
  - 27 . Miss distance
  - 28 . Augmented proportional navigation
  - 29 . Terminal sliding mode
  - 30 . Second order terminal sliding mode
  - 31 . Extended state observer-based second order terminal sliding mode
  - 32 . chattering