

هدایت و کنترل یکپارچه علیه اهداف سرعت بالا بر پایه روش کنترل فعال دفع اغتشاش

علی چیت‌ساز^۱، ابوالقاسم نقاش^{۲*}، فرهاد فانی صابری^۳

۱- دانشجوی دکتری، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۲- دانشیار، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

۳- استادیار، پژوهشکده علوم و فناوری هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

naghash@aut.ac.ir*

چکیده

امروزه، با توجه به توسعه سلاح‌های بالستیک لزوم مقابله با آنها توسط سامانه‌های پدافندی به‌صورت جدی مطرح است. با توجه به سرعت بسیار بالای اهداف بالستیک بعد از فاز بازگشت به جو، لازم است تا سامانه‌های پدافندی برای برخورد مستقیم تا جای ممکن سریع باشند. همچنین لازم است با عدم قطعیت‌های آپرودینامیکی، شتاب هدف و اغتشاشات وارده مقابله کرده و عملکرد مناسبی در سرعت بالای درگیری داشته باشند. یکی از مشکلات مهم در این راستا تأخیر میان حلقه‌های معمول هدایت و کنترل در موشک‌ها به‌همراه طراحی جداگانه این دو حلقه بدون در نظر گرفتن دینامیک رهگیر در حلقه هدایت است که منجر به خطای برخورد زیاد در سرعت بالا می‌شود. به‌منظور حذف این مشکلات در این مقاله از روش هدایت و کنترل یکپارچه به همراه روش فعال دفع اغتشاش استفاده شده است. معادلات غیر خطی هدایت و کنترل یکپارچه بدون فرض ساده کننده و با در نظر گرفتن زاویه بین بردار سرعت و خط دید در صفحه فراز توسعه داده شده است. برای تخمین شتاب هدف و همچنین عدم قطعیت‌ها، از تخمین گر ESO استفاده شده و قانون کنترلی با استفاده از روش پسگام بنا شده است. در نهایت، با استفاده از شبیه‌سازی نشان داده شده است که روش پیشنهادی در حضور عدم قطعیت ضرایب آپرودینامیکی و شتاب هدف به‌خوبی عمل کرده و منجر به خطای برخورد کمتر از یک متر برای مقابله با یک هدف بالستیک تاکتیکی شده است.

واژه‌های کلیدی: ضد بالستیک - هدایت و کنترل یکپارچه - کنترل پسگام - کنترل ADRC - تخمین گر ESO

۱- مقدمه

امروزه با توجه به پیشرفت موشک‌های بالستیک به‌عنوان اهداف سرعت بالا، مقابله با آنها به‌عنوان اصلی‌ترین چالش سامانه‌های پدافندی جهان مورد مطالعه قرار گرفته است. اکثر سامانه‌های پدافندی از درگیری با اهداف بالستیک در فاز بازگشت به جو استفاده می‌کنند. در این فاز هدف دارای سرعت بالا، سطح مقطع راداری کم و همچنین توانایی انجام مانور برای غیرقابل پیش‌بینی شدن مسیر را دارد. دو ویژگی اول باعث کاهش زمان درگیری و وجود درگ و انجام مانور باعث سخت شدن هندسه درگیری می‌شود.

چالش موجود در این راستا به زمان بسیار کم در فاز نهایی درگیری بر می‌گردد. برای رسیدن به کمترین خطای برخورد، تاخیرهای زمانی بین حلقه‌های هدایت و کنترل تا جای ممکن باید حداقل شود. در چنین

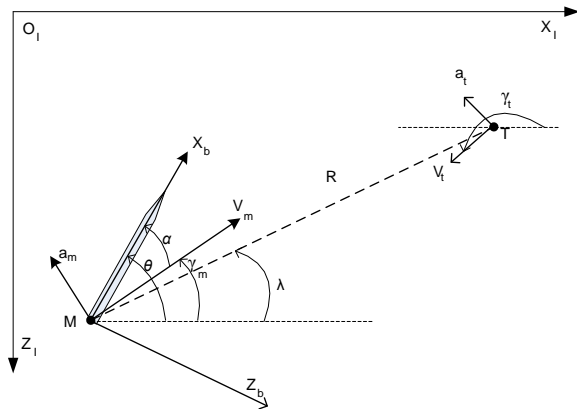
شرایطی استفاده از حلقه‌های معمول نامناسب است زیرا در این روش حلقه هدایت باید به ناچار با فرکانس حداقل ۳ تا ۵ برابر کندتر از حلقه اتوپیلوت کار کند. همچنین به‌علت تغییرات بسیار سریع هندسه درگیری دیگر فرض جرم نقطه‌ای برای طراحی قانون هدایت صادق نیست. برای حل این مسئله ایده استفاده از هدایت و کنترل یکپارچه مطرح شد که در آن با ترکیب قوانین هدایت و کنترل به قانونی دست پیدا می‌شود که به‌صورت همزمان و برخلاف روش‌های کلاسیک، در یک حلقه، به‌صورت مستقیم فرمان مورد نیاز عملگر را صادر می‌کند [۱].

پژوهش‌های مرتبط با حوزه هدایت و کنترل یکپارچه (IGC^۱) عمدتاً با استفاده از قانون مد لغزشی و پسگام انجام شده است. قانون مد لغزشی بخاطر مقاومت نسبت به عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات خارجی از پرتکرارترین روش‌های استفاده شده برای طراحی IGC است. در [۲] و [۳] از قانون مد لغزشی سنتی برای برخورد با یک هدف مانوری استفاده شده است. در این مقاله فرض بر دانستن شتاب هدف است و در صورت بروز هرگونه خطایی در تخمین یا اندازه‌گیری، این روش عملکرد مطلوبی نخواهد داشت. در [۴] نیز از همین روش برای یک رهگیر با عملگر نیوماتیکی بنگ-بنگ بر علیه یک هدف مانوری استفاده شده است. در [۵] یک قانون IGC مقاوم برای رهگیری اهداف مانوری در سطح زمین در صفحه با زاویه برخورد دلخواه با استفاده از کنترل‌کننده مود لغزشی مرتبه اول و نابرابری‌های ماتریس خطی پیشنهاد شده است. با توسعه روش مود لغزشی برای کاهش چترینگ سیگنال کنترل و همگرایی زمان محدود و همچنین کاهش اطلاعات مور نیاز راجع به هدف در [۶] و [۷] از مرتبه‌های بالاتر قانون مد لغزشی (HOSMC^۲) استفاده شده است. علاوه بر روش مد لغزشی، بدلیل اینکه معادلات IGC در قالب فیدبک‌فرم هستند استفاده از روش‌های کنترل پسگام و وارون دینامیک نیز با استقبال خوبی مواجه شده است. در [۸] و [۹] نمونه‌های تطبیقی این روش بررسی شده است. همچنین از روش‌های عددی مانند SDRE [۱۰] و $\theta - D$ [۱۱] نیز در طراحی سه‌بعدی IGC بهره برده شده است. این روش‌های عددی نسبت به اغتشاش و عدم قطعیت‌ها بسیار آسیب‌پذیر هستند. روش‌های ابتکاری نیز مانند استفاده از تئوری بهره کوچک [۱۲] برای یک رهگیر که دارای کانارد و دم کنترلی است در صفحه توسعه داده شده است. این روش نسبت به شتاب هدف نیز مقاوم است.

عمده مشکلی که در این مقالات به چشم می‌خورد عدم توانایی مواجهه همزمان با شتاب هدف، عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات به همراه عملکرد مطلوب کنترلی است. همچنین در بعضی پژوهش‌ها اثر بعضی

^۱ Integrated Guidance and Control

^۲ High Order Sliding Mode Control



شکل ۱- سینماتیک درگیری

معادلات نسبی رهگیر و هدف به صورت زیر است:

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

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

$$\dot{\gamma}_m = a_m / V_m \quad (3)$$

$$\dot{\gamma}_t = a_t / V_t \quad (4)$$

با فرض ثابت بودن سرعت رهگیر و هدف و همچنین مشتق گرفتن از رابطه (۲) نسبت به زمان، رابطه زیر حاصل می شود:

$$\ddot{\lambda} = -2 \frac{\dot{R}}{R} \dot{\lambda} + \frac{a_t \cos(\gamma_t - \lambda)}{R} - \frac{a_m \cos(\gamma_m - \lambda)}{R} \quad (5)$$

توجه ۱: ترم $a_t \cos(\gamma_t - \lambda)$ در واقع شتاب عمود بر خط دید هدف است که حتی در اهداف بالستیک بدون مانور می تواند به دلیل خطای نصب بالک های پایدار ساز در فاز بازگشت به جو وجود داشته باشد.

۲-۲- مدل غیر خطی رهگیر

مدل غیرخطی رهگیر به صورت زیر استخراج می شود [۱۴]:

$$\dot{\alpha} = \omega_y - F_z / mV \quad (6)$$

$$\dot{\omega}_y = M_y / I_{yy}$$

$$\alpha = \theta - \gamma$$

$$\dot{\theta} = \omega_y$$

که در آن α زاویه حمله، ω_y سرعت زاویه ای کانال پیچ، θ زاویه پیچ، m و I_{yy} به ترتیب جرم و ممان اینرسی پیچ هستند. F_z و M_z به ترتیب نمایانگر نیرو و گشتاور در صفحه فرافز هستند که به صورت زیر تعریف می شوند:

ترم های غیرخطی مانند زاویه بین بردار سرعت و خط دید جهت ساده سازی در مدل دیده نشده و هدف بدون مانور فرض شده است.

امروزه با پیشرفت روش های کنترلی، روش های موثری برای مقابله با اغتشاش مطرح شده که مشکل روش هایی مانند مد لغزشی را ندارند. از جمله این روش ها می توان به روش ^۱ADRC اشاره کرد. این روش از یک ساختار دو لایه استفاده می کند که وظیفه لایه اول حذف اغتشاش و وظیفه لایه دوم تضمین عملکرد مطلوب حلقه بسته است. نکته حائز اهمیت در این مسئله این است که کنترل کننده فعال دفع اغتشاش برای سیستم های با معادلات زنجیره انتگرالی و دارای عدم قطعیت منطبق^۲ توسعه داده شده است [۱۳] در صورتی که معادلات IGC به صورت فیدبک فرم و دارای عدم قطعیت غیر منطبق^۳ هستند. این چالش باعث می شود تا پیاده سازی این روش در ساختار IGC نیاز به نوآوری داشته باشد.

در این مقاله فاز نهایی درگیری یک رهگیر داخل جو، با استفاده از روش هدایت و کنترل یکپارچه بر پایه روش کنترل دفع اغتشاش فعال در صفحه قائم شبیه سازی می شود. در ادامه ابتدا مدل سازی سینماتیک درگیری و دینامیک رهگیر ارائه شده و بعد از استخراج معادلات هدایت و کنترل یکپارچه، نحوه طراحی کنترل کننده و بعد طراحی تخمین گر بیان شده است. در آخر شبیه سازی برای یک سناریو درگیری علیه هدف بالستیک برد کوتاه دارای شتاب جانبی انجام شده و ارزیابی از روش توسعه داده شده ارائه می شود.

۲- مدل سازی

در این قسمت، ابتدا مدل ریاضی سینماتیک درگیری استخراج شده و بعد با استفاده از مدل غیرخطی دینامیک رهگیر، معادلات IGC در صفحه فرافز توسعه داده می شود. همان طور که در قسمت قبل گفته شد، سیستم IGC در فاز آشیانه یابی استفاده می شود و تأثیری بر سایر مراحل پرواز ندارد.

۲-۱- سینماتیک درگیری

هندسه درگیری موشک و هدف بالستیک در صفحه و در دستگاه اینرسی OI - XI - ZI در شکل ۱ نشان داده شده است، به طوری که موشک و هدف به ترتیب معادل M و T هستند. V_m و V_t به ترتیب سرعت هدف و موشک γ_m و γ_t به ترتیب زاویه مسیر پرواز هدف و موشک و در نهایت، a_t و a_m بیانگر شتاب نرمال هدف و موشک هستند. R فاصله نسبی و λ زاویه خط دید (LOS) است.

¹ Active disturbance rejection control

² Matching condition

³ Mismatched

از یک فیلتر پایین گذر و مشتق گیر تبدیل به x_{2c} و \dot{x}_{2c} شده و به عنوان مرجع معادله بعدی انتخاب می شود. این روند ادامه پیدا می کند تا در نهایت الویتور مورد نظر محاسبه و اعمال می شود. در طول این روند فرض بر این است که \hat{d}_i های خروجی تخمین گر موجود است (طراحی تخمین گر در بخش بعدی توضیح داده می شود).

قدم اول:

$$x_{1d}=0 \rightarrow \begin{cases} \dot{x}_1 = -k_1 x_1, k_1 > 0 \\ x_{2c} = -\frac{1}{b_1} (-f_1 - \hat{d}_1 - k_1 x_1) \end{cases} \quad (14)$$

که k_1 ضریب طراحی کنترل کننده است و سرعت همگرایی x_1 به صفر را تعیین می کند. بعد از آن در قدم دوم، x_{2c} را از فیلتر مشتق گیر بصورت زیر عبور می دهیم تا \dot{x}_{2c} محاسبه شود.

قدم دوم:

$$G(s) = \frac{\omega s}{s + \omega s} \quad (15)$$

در این فیلتر ω بیانگر پهنای باند مشتق گیر است. حال با وجود x_{2c} و \dot{x}_{2c} می توان سرعت زاویه ای را طوری تعیین کرد که $\alpha \rightarrow \alpha_c$ میل کند.

قدم سوم:

$$x_2 = x_{2c} \rightarrow \begin{cases} \dot{x}_2 = \dot{x}_{2c} - k_2 (x_2 - x_{2c}), k_2 > 0 \\ x_{3c} = -f_2 - \hat{d}_2 + \dot{x}_{2c} - k_2 (x_2 - x_{2c}) \end{cases} \quad (16)$$

با عبور x_{3c} از فیلتر (15) و حصول \dot{x}_{3c} می توان در قدم چهارم الویتور مناسب را طوری تعیین کرد که $q \rightarrow q_c$ میل کند.

قدم چهارم:

$$x_3 = x_{3c} \rightarrow \begin{cases} \dot{x}_3 = \dot{x}_{3c} - k_3 (x_3 - x_{3c}), k_3 > 0 \\ \delta = \frac{1}{b_3} (-f_3 - \hat{d}_3 + \dot{x}_{3c} - k_3 (x_3 - x_{3c})) \end{cases} \quad (17)$$

ضرایب k_1 تا k_3 بسته به پهنای باند عملگر و سرعت مورد نیاز همگرایی متغیرها به مقدار فرمان تعیین می شوند. هرچه این ضرایب بزرگتر باشند پهنای باند و سرعت عملگر بیشتری برای رسیدن به عملکرد مطلوب نیاز است. با این ساختار کنترلی زاویه حمله و سرعت زاویه ای محدود شده و نرخ چرخش خط دید به سمت صفر میل خواهد کرد.

۴- طراحی تخمین گر ESO

در بخش قبل فرض شد \hat{d}_i های خروجی از تخمین گر در دسترس است. در این بخش نحوه طراحی ESO برای انجام این فرآیند بررسی می شود. از آنجایی که d_i ها در دینامیک هر سه متغیر حالت وجود دارند نمی توان مانند ADRC کلاسیک با یک تخمین گر ESO کل اغتشاشات را تخمین زد بلکه باید بصورت جداگانه برای هر متغیر حالت این فیلتر را طراحی نمود. بدون از دست رفتن کلیت مسئله، طراحی تخمین گر برای حلقه اول انجام شده و برای حلقه دوم و سوم تکرار می شود.

$$F_z = q S C_{z\alpha} \alpha + mg \cos \gamma_m \quad (7)$$

$$M_y = q S d (C_{m\alpha} \alpha + C_{m\omega_y} \frac{d}{2V} \omega_y + C_{m\delta} \delta) \quad (8)$$

q فشار دینامیکی، S سطح مقطع مرجع و d طول مرجع است. $C_{z\alpha}$ مشتق نیرو بر حسب زاویه حمله، δ مقدار زاویه الویتور و $C_{m\alpha}$ ، $C_{m\delta}$ و $C_{m\omega_y}$ به ترتیب مشتق گشتاور پیچ بر حسب زاویه حمله، الویتور و سرعت زاویه ای هستند.

با تعریف متغیرها بصورت (۹) و با توجه به معادلات (۵) تا (۸)، پیکره معادلات IGC به صورت (۱۰) نوشته می شود:

$$x_1 = \lambda, x_2 = \alpha, x_3 = \omega_y, u_1 = \delta \quad (9)$$

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + b_1 x_2 + d_1 \quad (10)$$

$$\dot{x}_2 = f_2(x_2, u_1) + b_2 x_3 + d_2$$

$$\dot{x}_3 = f_3(x_2, x_3) + b_3 u_2 + d_3$$

که در آن:

$$\begin{cases} f_1(x_1) = -2 \frac{\dot{R}}{R} \lambda + \frac{g \cos(\gamma_m - \lambda)}{R} \cos \gamma_m \\ f_2(x_2) = \frac{q S C_{z\alpha}}{m V_m} \alpha + \frac{g \cos \gamma_m}{V_m} \\ f_3(x_3) = \frac{q S d C_{m\alpha}}{I_{yy}} \alpha + \frac{q S d^2 C_{m\omega_y}}{2 I_{yy} V_m} \omega_y \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} b_1 = \frac{q S C_{z\alpha}}{m R} \cos(\gamma_m - \lambda) \\ b_2 = 1 \\ b_3 = \frac{q S d C_{m\delta}}{I_{yy}} \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} d_1 = \frac{a_t \cos(\gamma_t - \lambda)}{R} \\ d_2 = d_2(C_{z\alpha}, \Delta_2) \\ d_3 = d_3(C_{m\alpha}, C_{m\omega_y}, \Delta_3) \end{cases} \quad (13)$$

مشاهده می شود که معادلات سیستم (۱۰) در قالب فیدبک فرم با عدم قطعیت غیر منطبق هست. این عدم قطعیتها متغیر با زمان و تابعی از متغیرهای حالت هستند.

۳- قانون IGC بر پایه کنترل پسگام

شرط انجام درگیری و درواقع هدف کنترلی معادلات سیستم (۱۰) این است که الویتور (δ) مورد نظر در حضور همه اغتشاشات و عدم قطعیتها طوری تعیین شود که نرخ چرخش خط دید برابر با صفر شود، در نتیجه $x_{1d}=0$ خواهد بود. با استفاده از این الزام و ساختار کنترل پسگام ورودی x_2 (زاویه حمله) طوری تعیین می شود که دینامیک حلقه اول به سمت مبدا مجانبی پایدار باشد تا $x_{1d} \rightarrow x_1$ بعد از آن x_2 محاسبه شده با عبور

برای مثال در رابطه زیر:

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + b_1 x_2 + d_1 \quad (18)$$

تخمین گر ESO بصورت (۱۹) خواهد بود:

$$\dot{z}_1 = z_2 + 2\beta_1(x_1 - z_1) + (f_1(x_1) + b_1 x_2) \quad (19)$$

$$\dot{z}_2 = \beta_1^2(x_1 - z_1), \beta_1 > 0$$

$$\hat{d}_1 = z_2 \quad (20)$$

پارامتر	مقدار
جرم	۱۰۰ کیلوگرم
قطر	۲۰۰ میلی متر
I_{yy}	۱۳۰ کیلوگرم.متر مربع
$C_{z\alpha}$	-۱۷
$C_{m\alpha}$	-۲۸
$C_{m\delta}$	-۲۸

پهنای باند تخمین گر ESO برای هر سه کانال به ترتیب برابر با $\beta_1 = 10$ ، $\beta_2 = 20$ ، $\beta_3 = 40$ رادیان بر ثانیه، و پهنای باند فیلتر مشتق گیر برابر با ۱۵ رادیان بر ثانیه در نظر گرفته شده است. همچنین ضرایب کنترل کننده به ترتیب برابر است با:

$$k_1 = 5, k_2 = 15, k_3 = 45 \quad (21)$$

فرمان الویتور ابتدا از تابع تبدیل مرتبه ۲ با مشخصات زیر عبور کرده و بعد از آن با گذر از بلوک اشباع (حداکثر ± 28 درجه) به شبیه سازی اعمال می شود:

$$\frac{\delta}{\delta_c} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2}, \omega_n = 20 \text{ Hz}, \zeta = 0.7 \quad (22)$$

در این سناریو هدف بالستیک دارای δg شتاب به سمت بالا است (همان طور که توضیح داده شد منشا این شتاب می تواند خطای نصب بالک های پایدار ساز سرجنگی بالستیک و یا وجود مانور برای تصحیح مسیر در برخی از موشک های بالستیک تاکتیکی باشد) و ضرایب آیرودینامیک $C_{m\delta}$ ، $C_{m\alpha}$ ، $C_{z\alpha}$ در کنترل کننده موشک رهگیر نسبت به معادلات شبیه سازی به ترتیب با ۲۰، ۳۰، ۲۰ درصد خطا تعیین شده است. همچنین بیشینه شتاب آیرودینامیکی رهگیر در این ارتفاع به 20g (بدلیل حد تحمل سازه) بسته شده است. سناریو در حضور و عدم حضور تخمین گر ESO اجرا شده و نتایج مطابق جدول ۳ است.

جدول ۳- سناریوی هدف بالستیک در حضور و عدم حضور تخمین گر

وضعیت تخمین گر	خطای برخورد
بدون وجود تخمین گر	۱۲ متر
با وجود تخمین گر	۰/۸ متر

نمودار مسیر هدف و رهگیر، نحوه تغییرات λ ، α ، q ، γ_m و δ برای این سناریو در حضور تخمین گر به ترتیب در شکل های (۲) تا (۴) ارائه شده است:

که در آن z_1 و z_2 متغیرهای تخمین گر و β_1 پهنای باند فیلتر مربوط به حلقه اول است. مشاهده می شود که با تخمین گر ESO و کمک گرفتن از اطلاعات سیستم $(f_1(x_1) + b_1 x_2)$ می توان یک ترم اغتشاش کلی که می تواند شامل عدم قطعیت ضرایب، دینامیک مدل نشده و یا شتاب هدف باشد را تخمین زد و در کنترل کننده به صورت مستقیم جبران نمود. این ویژگی مهم ترین خاصیت کنترل کننده های خانواده DOBC¹ است. پهنای باند فیلتر به نوبت اندازه گیری و پهنای باند کنترل کننده بستگی دارد و باید طوری انتخاب شود که فرض موجود در طراحی کنترل کننده یعنی وجود \hat{d}_i به درستی ارضا شود. توضیحات بیشتر در این باره در [۱۵] آمده است. همچنین باید توجه داشت که با تنظیم مناسب ضریب β و در صورتی که مشتق اغتشاش (\hat{d}_i) برابر با صفر باشد می توان در زمان مناسب، همگرایی مجانبی در تخمین فیلتر نسبت به واقعیت داشت.

۵- شبیه سازی

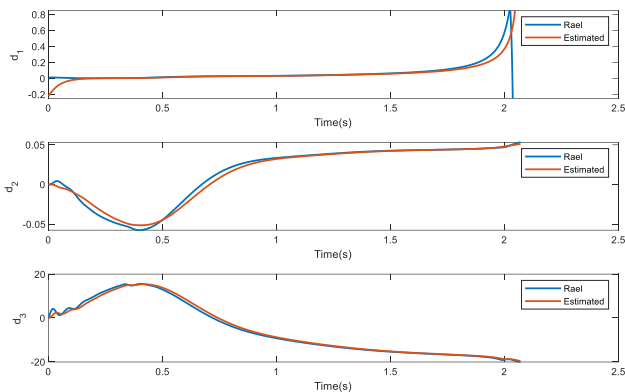
برای ارزیابی عملکرد قانون IGC توسعه داده شده و نشان دادن قابلیت آن در رهگیری اهداف با سرعت بالا و دارای شتاب شبیه سازی عددی انجام شده و نتایج آن در این بخش ارائه می شود. این سناریو مربوط به فاز آشیانه یابی یک رهگیر علیه یک هدف بالستیک برد کوتاه (کمتر از ۱۰۰۰ کیلومتر) با بیشینه سرعت ۲۵۰۰ متر بر ثانیه است و فرض بر این است که در پایان فاز هدایت میانی خطای هدینگ موشک ۵ درجه است و مقادیر اولیه متغیرهای حالت برابر با صفر است. مشخصات سناریو در جدول ۱ آمده است:

جدول ۱- مشخصات سناریو درگیری

پارامتر	مقدار
فاصله رهگیر و هدف	۷ کیلومتر
ارتفاع	۱۰ کیلومتر
سرعت هدف	۲۵۰۰ متر بر ثانیه
شتاب هدف	۸۰ متر بر مجذور ثانیه
سرعت رهگیر	۹۰۰ متر بر ثانیه
λ_0	۴۵ درجه
γ_{m0}	۵۰ درجه
γ_{10}	۲۲۵ درجه

همچنین مشخصات رهگیر در این فاز در جدول ۲ نشان داده شده است:

¹ Disturbance Observer Based Controller



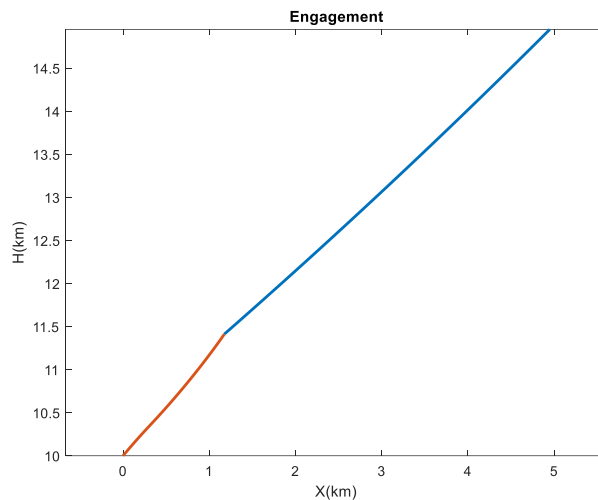
شکل ۵- مقادیر اغتشاش و تخمین آن در طول پرواز

۶- نتیجه‌گیری

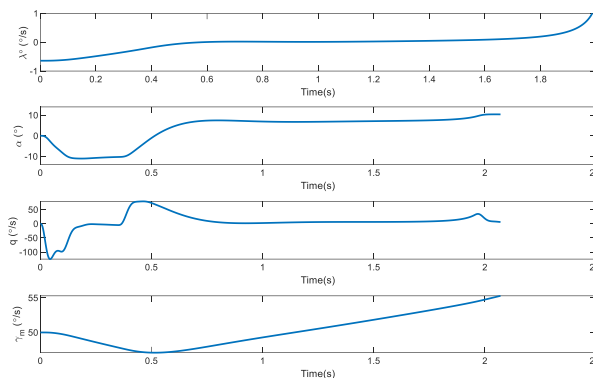
هدف در این پژوهش توسعه قانون هدایت و کنترل یکپارچه برای یک رهگیر به نحوی بود که بتواند علیه اهداف با سرعت بالا و دارای شتاب جانبی در حضور عدم قطعیت‌ها و اغتشاشات آیرودینامیکی به خطای برخورد کمتر از یک متر برسد. مشاهده می‌شود که زمان فاز نهایی درگیری با اهداف پرسرعت مثل هدف بالستیک بسیار کوتاه و در این سناریو حدود ۲ ثانیه است، در نتیجه عملکرد سریع و بدون نقص هدایت و کنترل در این فاز بسیار مهم است زیرا با وجود سرعت نزدیک شونده‌گی بالا هرگونه خطایی در این امر موجب خطای برخورد بالا و بالتبع از دست رفتن امکان درگیری با این هدف می‌شود. نتایج شبیه‌سازی نشان داد روش کنترل فعال دفع اغتشاش که از یک ساختار دو لایه برای تخمین و بعد حذف اغتشاش استفاده می‌کند در این مقاله به خوبی توانسته است همزمان در قبال شتاب هدف که به عنوان اغتشاش در نظر گرفته شده بود و عدم قطعیت ضرایب آیرودینامیکی عمل کند و به خطای برخورد زیر ۱ متر برسد. وجود تخمین‌گر ESO در این روش نقش مهمی داشته و توانسته وظیفه لایه تخمین اغتشاش رو به خوبی انجام دهد. نتایج نشان می‌دهد که مقادیر زاویه حمله و سرعت زاویه‌ای در محدوده مناسب طوری تغییر کرده که نرخ چرخش خط دید به همسایگی صفر رسیده است. همچنین مقدار الویتور اشباع نشده و علی‌رغم در نظر گرفتن دینامیک عملگر در شبیه‌سازی نوسانی نشده است. در این پژوهش برخلاف ساختار روش ADRC کلاسیک، این روش به معادلات در قالب فیدبکی و دارای عدم قطعیت غیرمنطبق اعمال شده است. پیشنهاد می‌شود در ادامه این پژوهش استفاده از فیلترهای دیگر با پهنای باند بالا و تاخیر کمتر و همچنین در نظر گرفتن دینامیک عملگر در معادلات کنترل‌کننده در دستور کار قرار بگیرد.

۷- مراجع

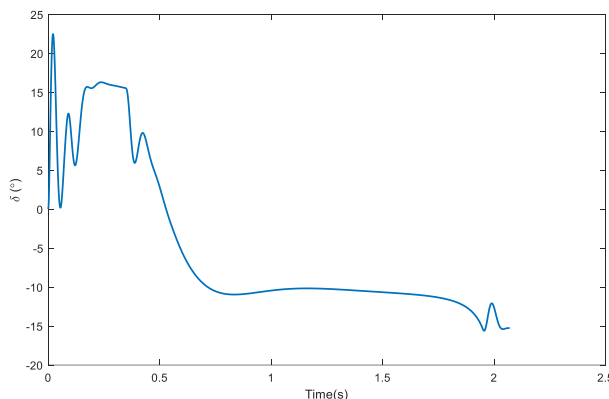
- [1] R. Padhi, C. Chawla, and P. G. Das, "Partial Integrated Guidance and Control of Interceptors for High-Speed Ballistic Targets," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 37, no. 1, pp. 149–163, Jan. 2014.
- [2] T. Shima, M. Idan, and O. M. Golan, "Sliding-mode control for integrated missile autopilot guidance," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 29, no. 2, pp. 250–260, Mar. 2006.
- [3] M. Idan, T. Shima, and O. M. Golan, "Integrated



شکل ۲- مسیر هدف و رهگیر در طول درگیری



شکل ۳- تغییرات متغیرهای حالت و زاویه مسیر رهگیر در طول پرواز



شکل ۴- تغییرات الویتور در طول پرواز

مقادیر اغتشاش و تخمین آن نیز در طول پرواز در شکل (۵) نشان داده شده است.

- Sliding Mode Autopilot-Guidance for Dual-Control Missiles,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, no. 4, pp. 1081–1089, Jul. 2007.
- [4] A. Koren, M. Idan, and O. M. Golan, “Integrated Sliding Mode Guidance and Control for Missile with On-Off Actuators,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 31, no. 1, pp. 204–214, Jan. 2008.
- [5] P. Wu and M. Yang, “Integrated guidance and control design for missile with terminal impact angle constraint based on sliding mode control,” *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol. 21, no. 4, pp. 623–628, Aug. 2010.
- [6] Y. B. Shtessel and C. H. Tournes, “Integrated Higher-Order Sliding Mode Guidance and Autopilot for Dual Control Missiles,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, no. 1, pp. 79–94, Jan. 2009.
- [7] N. Harl, S. Balakrishnan, and C. Phillips, “Sliding Mode Integrated Missile Guidance and Control,” in *2010 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Toronto, Ontario, 2010, pp. 1–18.
- [8] S. H. Seyyedipour, M. F. Jegarkandi, and S. Shamaghdari, “Nonlinear integrated guidance and control based on adaptive backstepping scheme,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 89, no. 3, pp. 415–424, May. 2017.
- [9] M. Z. Hou and G. R. Duan, “Adaptive dynamic surface control for integrated missile guidance and autopilot,” *International Journal of Automation and Computing*, vol. 8, no. 1, pp. 122–127, Feb. 2011.
- [10] J. Yang and Z. Wang, “Integrated guidance and control of agile missiles using the Finite-SDRE approach,” in *2016 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, San Diego, California, 2016, pp. 1–15.
- [11] M. Xin, S. N. Balakrishnan, and N. Surface, “Integrated guidance and control of missiles with θ -D Method,” *IFAC Proceedings*, pp. 629–634, Jun. 2004.
- [12] H. Yan and H. Ji, “Integrated guidance and control for dual-control missiles based on small-gain theorem,” *Automatica*, vol. 48, no. 10, pp. 2686–2692, Oct. 2012.
- [13] G. Herbst, “A Simulative Study on Active Disturbance Rejection Control (ADRC) as a Control Tool for Practitioners,” *Electronics*, vol. 2, no. 4, pp. 246–279, Aug. 2013.
- [14] S. Kim, D. Cho, and H. J. Kim, “Force and moment blending control for fast response of agile dual missiles,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 52, no. 2, pp. 938–947, May. 2016.
- [15] Z. Gao, “Scaling and Bandwidth-Parameterization based Controller Tuning,” in *Proceedings of the 2004 American Control Conference (InACC)*, Arlington, Texas, 2003, pp. 4989–4996.