



هدایت ضمنی غیرحساس به خاموشی موتور با استفاده از اصلاح زاویه مسیر پرواز

رضا اسماعیل‌زاده^{۱*}، ابوالقاسم نقاش^۲

^۱مجمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران
^۲دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت:

بازنگری:

پذیرش:

ارائه آنلاین:

کلمات کلیدی:

هدایت موشک بالستیک

پیش‌تنظیم

هدایت غیرحساس به خاموشی اجباری موتور

چکیده: خاموش کردن ناگهانی موتور در موشک‌های سوخت جامد، پیچیده و پرهزینه است به طوری که روش‌های هدایتی مبتنی بر بردار سرعت لازمه کارایی مناسبی ندارند. در این مقاله رویکرد جدید هدایتی ضمنی و غیرحساس به خاموشی اجباری موتور ارائه می‌شود. ایده اصلی این روش در اصلاح زاویه مسیر پرواز از زمانی ثابت بر اساس اغتشاش وارده بدون نیاز به فرمان خاموشی اجباری موتور بوده، به طوری که پرتابه در انتهای زمان سوزش واقعی دارای زاویه مسیر پرواز لازمه شود. این اصلاح زاویه با استخراج یک تابع ضمنی ارتباط می‌یابد. به وسیله شبیه‌سازی، عملکرد این روش با روش هدایت پیش‌تنظیم در برابر عدم قطعیت‌ها یا اغتشاشات باد، ناهم‌راستایی تراست، تغییر در مقدار تراست و ضرایب آیرودینامیکی مقایسه شده و کارایی آن نشان داده می‌شود. مقدار احتمال خطای دایروی برای روش پیشنهادی $1/242 \text{ km}$ به دست می‌آید که نسبت به روش هدایت پیش‌تنظیم ۶۱٪ کاهش را نشان می‌دهد. علاوه بر عدم نیاز به فرمان خاموشی اجباری موتور، از دیگر ویژگی‌های این روش نسبت به روش‌های هدایتی مبتنی بر سرعت لازمه، مقاومت بالای آن به اغتشاشات مختلف به ویژه عملکرد موتور، سادگی و بار محاسباتی کمتر آن است، اگرچه قبل از شلیک، پیش‌محاسبات زیادی لازم است انجام گیرد.

۱- مقدمه

ارسال می‌گردد. برای به دست آوردن بردار سرعت لازمه لحظه‌ای، کامپیوتر موشک باید در هر فاصله زمانی مسئله لامبرت [۲] را حل کند. روش‌هایی نظیر روش مدیریت عمومی انرژی^۱ [۲]، هدایت لامبرت تکرارشونده^۲ [۳]، هدایت ضرب خارجی [۴]، هدایت مبتنی بر تئوری کنترل بهینه [۵ و ۶] و هدایت غیرحساس به خاموشی اجباری^۳ [۷] با زمان پرواز متغیر از این دسته می‌باشند. این روش‌ها از پارامتر قابلیت سرعت^۴ موتور موشک استفاده می‌کنند. به دلیل عدم قطعیت عملکردی موتور، تخمین دقیق ΔV_{cap} بر اساس سوخت باقیمانده دشوار است. برای همین روش‌های مدیریت عمومی انرژی و هدایت لامبرت تکرارشونده در حضور این عدم قطعیت‌ها منجر به خطای زیادی می‌شوند. دسوارته [۸] با استفاده از روش صریح، روش بهینه‌ای را برای یافتن ΔV_{cap} ارائه داده است. نخستین بار در کشور، امینی [۹] در همین راستا یک رابطه تجربی برای ΔV_{cap} ارائه داد. سپس علی‌زاده [۱۰] با استفاده از تئوری کنترل بهینه به منظور حداقل‌سازی این زاویه انحراف بردار تراست، رابطه دیگری برای ΔV_{cap} ارائه داد. با این وجود اتکای تمام این روش‌ها بر تخمینی دقیق از ΔV_{cap} است که همچنان در برابر عدم قطعیت‌ها دچار ضعف‌اند. روش هدایت غیرحساس به خاموشی اجباری بخشی از عدم

از یک منظر، موشک‌های بالستیک به دو دسته تقسیم می‌شوند: آن‌هایی که مجهز به سامانه قطع تراست هستند (نظیر موتورهای سوخت مایع) و آن‌هایی که فاقد این سامانه‌اند (نظیر موتورهای سوخت جامد). این ویژگی منجر به توسعه روش‌های هدایتی خاص هر دسته شده است. روش‌های هدایت مبتنی بر بردار سرعت لازمه، بر این واقعیت استوارند که پس از دست یافتن به سرعت برابر و هم‌جهت با سرعت لازمه برای برخورد به هدفی مشخص و در زمانی معین، فرمان خاموشی موتور صادر می‌گردد و از آن‌پس موشک به صورت یک پرتابه در میدان جاذبه زمین، مسیر بالستیک را طی کرده تا به هدف اصابت کند. خاموش کردن ناگهانی موتور در موشک‌های سوخت جامد، پیچیده و پرهزینه است. بنابراین برای موشک‌های بالستیک سوخت جامد نیاز به روش‌های هدایتی خاصی بوده که به خاموشی اجباری موتور وابسته نباشند. این موشک‌ها باید انرژی اضافی خود را به نحوی مصرف کنند که همچنان در انتهای خاموشی موتور شرایط اصابت به هدف را دارا باشند.

روش‌های هدایت حلقه‌بسته موشک‌های بالستیک را به دو دسته صریح و ضمنی می‌توان تقسیم نمود [۱]. در روش‌های صریح بردار سرعت موشک در هر لحظه با بردار سرعت لازمه محاسبه شده در کامپیوتر موشک مقایسه و سپس فرمان هدایتی مناسب برای صفر کردن اختلاف دو بردار مذکور

نویسنده عهده‌دار مکاتبات: Email: rsmael@gmail.com

1 General Energy Management (GEM)

2 Iterative Lambert Guidance (ILG)

3 Cutoff Insensitive Guidance (CIG)

4 ΔV_{cap}

بردار سرعت مشخص، مسیر واحدی را در سقوط آزاد دیکته می‌نماید. برای مثال اگر موقعیت مکانی و سرعت لحظه خاموشی دقیقاً منطبق بر شرایط موردنظر باشد، قطعاً مسیر حرکت، مسیری است که به هدف موردنظر خواهد رسید ولی در اثر اغتشاشات مختلفی که به موشک وارد می‌شود، خطاهایی در موقعیت و سرعت موشک در لحظه خاموشی رخ می‌دهد. به عبارتی برد در دستگاه پرتاب تابع پارامترهای سینماتیکی لحظه خاموشی موشک است:

$$R = R[\bar{r}(t_c), \bar{V}(t_c)] \quad (1)$$

به طوری که t_c زمان خاموشی واقعی موتور؛ r بردار موقعیت؛ \bar{V} بردار سرعت و R معرف برد است. لازم به ذکر است مقدار برد در دستگاه اینرسی، تابع زمان نیز بوده ولی در دستگاه پرتاب (به مرکز O در نقطه پرتاب، محور Ox_1 به سمت هدف، محور Ox_2 در راستای بردار شعاعی زمین به سمت بالا و محور Ox_3 با دو محور قبل یک دستگاه راستگرد تشکیل می‌دهد) تابع زمان نیست. با فرض اینکه حرکت موشک نزدیک به مسیر نامی است، با استفاده از بسط تیلور حول نقطه نامی خاموشی موتور (t_n) و با در نظر گرفتن جملات مرتبه اول رابطه ۱ را بدین صورت می‌توان بازنویسی نمود:

$$R = R^*[\bar{r}^*(t_n), \bar{V}^*(t_n)] + \Delta R \quad (2)$$

به طوری که:

$$\Delta R = \bar{R}_r \cdot \Delta \bar{r} + \bar{R}_V \cdot \Delta \bar{V} \quad (3)$$

$$\bar{R}_r = \frac{\partial R}{\partial \bar{r}} = R_x e_x + R_y e_y + R_z e_z$$

$$R_x = \frac{\partial R}{\partial x}, \quad R_y = \frac{\partial R}{\partial y}, \quad R_z = \frac{\partial R}{\partial z} \quad (4)$$

$$\bar{R}_V = \frac{\partial R}{\partial \bar{V}} = R_{V_x} e_x + R_{V_y} e_y + R_{V_z} e_z$$

$$R_{V_x} = \frac{\partial R}{\partial V_x}, \quad R_{V_y} = \frac{\partial R}{\partial V_y}, \quad R_{V_z} = \frac{\partial R}{\partial V_z} \quad (5)$$

$$\Delta \bar{r} = \bar{r}(t_c) - \bar{r}^*(t_n)$$

$$\Delta \bar{V} = \bar{V}(t_c) - \bar{V}^*(t_n)$$

معمولاً در بحث هدایت، فقط به بررسی جبران خطای برد موشک پرداخته می‌شود و حذف خطاهای جانبی توسط سیستم کنترل صورت می‌گیرد برای همین توسعه الگوریتم هدایتی به جبران خطای برد و به عبارت دیگر در صفحه پرواز محدود شده و در ادامه از مؤلفه z در روابط ۴ صرف نظر می‌شود. شرط لازم و کافی اصابت به هدف این است که در معادله (2) $\Delta R = 0$ برقرار باشد، به عبارت دیگر:

$$\bar{R}_r \cdot \Delta \bar{r} + \bar{R}_V \cdot \Delta \bar{V} = 0 \quad (6)$$

قطعیت ΔV_{cap} در جهت غیرحساس برد را از بین برده و منجر به کاهش خطا می‌شود. هرچند این روش سعی در شناسایی جهت غیرحساس برد از طریق پارامترهایی که توسط شبیه‌سازی حاصل می‌شوند، دارد ممکن است به صورت دقیق آن را نتوان تعیین نمود. به علاوه به خاطر فراخوانی‌های مکرر روتین لامبرت [۱۱] فرایند یافتن حلی که رابطه $\Delta V_{cap} = V_g$ را ارضا کند (V_g سرعت لازمه است) به محاسبات بسیار پیچیده و سنگین نیاز دارد. علاوه بر این با افزایش عدم قطعیت مذکور، خطای اصابت نیز افزایش می‌یابد زیرا پارامترهای مربوطه که در شبیه‌سازی تنظیم شده‌اند ثابت می‌مانند. نخستین تلاش‌ها برای توسعه روش‌های هدایتی مستقل از تخمین ΔV_{cap} توسط روشنیان و اسرافیلیان [۱۲] آغاز شد ولی همچنان وابستگی به فراخوانی‌های مکرر روتین لامبرت پیچیدگی حل را با خود به همراه داشت. مرجع [۱۳] با پیشنهاد الگوریتم کنترل زاویه مسیر پرواز، الگوریتم جستجوی مذکور را که باعث پیچیدگی روتین لامبرت می‌شود حذف نموده است. از آنجاکه این الگوریتم زاویه مسیر پرواز را به نحوی کنترل می‌کند که زاویه مسیر پرواز لازمه متناسب با سرعت جاری را تعقیب نماید، به الگوریتم جستجو نیازی نیست. از آنجاکه این الگوریتم به تخمین ΔV_{cap} وابسته نیست، دقت بیشتری را از خود نشان می‌دهد. با این وجود این الگوریتم همچنان وابسته به تخمین زمان پرواز است. روش‌های هدایت مبتنی بر کنترل بهینه به دلیل محاسبات سنگین، در کاربردهای زمان حقیقی موفق نبوده‌اند.

در روش‌های ضمنی نظیر روش‌های هدایتی دلتا [۱۴]، پیش‌بینی لحظه‌ای خطای اصابت^۱ [۱۵]، تابعی [۱۶]، تابع اس^۲ [۱۷] و پیش‌تنظیم، هدایت بر مبنای حداقل‌سازی اختلاف مسیر واقعی از مسیر نامی در هر لحظه انجام می‌شود. معادلات هدایتی بر اساس اختلاف پارامترهای اندازه‌گیری شده با مقدار نامی فرموله می‌گردند. این روش‌ها با منطق ساده خود از حجم محاسبات کامپیوتر موشک می‌کاهند ولی در عوض قبل از شلیک، پیش محاسبات زیادی باید انجام بگیرد. وقتی مسیر پیش‌بینی شده برای موشک مسیر نامی یا نزدیک آن باشد، به کار بردن روش هدایتی ضمنی منطقی خواهد بود ولیکن اگر شرایط اولیه و نهایی پرواز و یا نحوه کارکرد پرنده در طی پرواز قابل پیش‌بینی نباشد بهتر است از روش‌های صریح استفاده شود. در این مقاله با توسعه تحقیقات قبلی مؤلفین [۱۸] رویکرد جدید هدایتی ضمنی و غیرحساس به خاموشی اجباری موتور ارائه می‌شود. ایده اصلی این روش در اصلاح زاویه مسیر پرواز از زمانی ثابت بر اساس اغتشاش وارده بوده، به طوری که پرتابه در انتهای زمان سوزش واقعی دارای زاویه مسیر پرواز لازمه شود. ابتدا روش هدایتی فرموله شده و سپس نتایج عملکرد این روش در یک شبیه‌سازی سه درجه آزادی تحلیل می‌گردد.

۲- استخراج معادلات هدایت ضمنی

برای یک موشک بالستیک، هر موقعیت مکانی نقطه خاموشی (موتور) با

1 Instantaneous Impact Point (IIP)

2 S Function

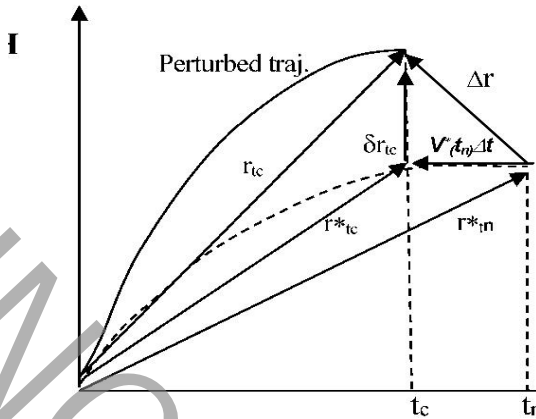


Fig. 1.

شکل ۱: ارتباط مسیر نامی و اغتشاشی.

$$J(t_c) = \bar{R}_r \cdot \bar{r}(t_c) + \bar{R}_v \cdot \bar{V}(t_c), \quad (13)$$

$$J^*(t_c) = \bar{R}_r \cdot \bar{r}^*(t_c) + \bar{R}_v \cdot \bar{V}^*(t_c)$$

$$\delta J(t_c) = J(t_c) - J^*(t_c) = \bar{R}_r \cdot \delta \bar{r}(t_c) + \bar{R}_v \cdot \delta \bar{V}(t_c) = 0 \quad (14)$$

رابطه (۱۴) را می‌توان به صورت رابطه (۱۵) نیز بیان نمود:

$$\delta J(t_c) = \delta J(t) + \int_t^{t_c} \delta \dot{J}(\tau) d\tau = 0 \quad (15)$$

برای حالت حرکت در صفحه پرواز با نوشتن شکل اسکالر بردار $\delta \bar{V}(t_c)$ رابطه (۱۶) حاصل خواهد شد.

$$\delta J(t) = \bar{R}_r \cdot \delta \bar{r}(t) + \bar{R}_v \cdot \delta \bar{V}(t) + \bar{R}_\gamma \cdot \delta \gamma(t) \quad (16)$$

$$\delta \dot{J}(t) = \dot{\bar{R}}_r \cdot \delta \bar{r}(t) + \dot{\bar{R}}_v \cdot \delta \bar{V}(t) + \dot{\bar{R}}_\gamma \cdot \delta \dot{\gamma}(t)$$

به طوری که:

$$\begin{aligned} \bar{R}_r \cdot \delta \bar{r}(t) &= R_x \cdot \delta x(t) + R_y \cdot \delta y(t) \\ \bar{R}_v &= R_{v_x} \cos \gamma^*(t_n) + R_{v_y} \sin \gamma^*(t_n) \\ \bar{R}_\gamma &= [-R_{v_x} \sin \gamma^*(t_n) + R_{v_y} \cos \gamma^*(t_n)] V^*(t_n) \end{aligned} \quad (17)$$

$$\bar{V} = (\cos \gamma \bar{e}_x + \sin \gamma \bar{e}_y) V$$

در نتیجه:

$$\delta \bar{V} = \bar{V}_v \delta V + \bar{V}_\gamma \delta \gamma \quad (18)$$

به طوری که:

$$\begin{aligned} \delta V &= V(t) - V^*(t) \\ \delta \gamma &= \gamma(t) - \gamma^*(t) \\ \bar{V}_v &= \cos \gamma^*(t) \bar{e}_x + \sin \gamma^*(t) \bar{e}_y \end{aligned} \quad (19)$$

$$\bar{V}_\gamma = [-\sin \gamma^*(t) \bar{e}_x + \cos \gamma^*(t) \bar{e}_y] V^*(t)$$

با توجه به روابط (۱۸) و (۱۹) می‌توان نوشت:

تا اینجا روش ارائه شده با روش‌های هدایتی ضمنی تقریباً مشترک است. روش‌های مذکور از این به بعد رویکردهای مختلفی را طرح نموده تا بتوانند بر اساس مقادیر انحرافی، موشک را هدایت کنند. عموماً در این روش‌ها کامپیوتر موشک، به محض برقراری رابطه (۶) یا مشابه آن، دستور خاموشی موتور را می‌دهد. همان‌طور که قبلاً گفته شد در این مقاله خاموشی اجباری مطرح نیست، برای همین باید روشی کارآمد ارائه شود. با توجه به شکل ۱ برای اغتشاشات جزئی مسیر نامی می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{r} &= \delta \bar{r}(t_c) + \bar{V}^*(t_n) \Delta t \\ \Delta \bar{V} &= \delta \bar{V}(t_c) + \dot{\bar{V}}^*(t_n) \Delta t \end{aligned} \quad (7)$$

به طوری که:

$$\begin{aligned} \Delta t &= t_c - t_n \\ \delta \bar{r}(t_c) &= \bar{r}(t_c) - \bar{r}^*(t_c), \\ \delta \bar{V}(t_c) &= \bar{V}(t_c) - \bar{V}^*(t_c) \end{aligned} \quad (8)$$

بردارهای $\delta \bar{r}(t_c)$ و $\delta \bar{V}(t_c)$ در واقع اختلاف مسیر نامی با مسیر اغتشاشی در لحظه خاموشی واقعی (t_c) می‌باشند. با جایگذاری روابط (۷) و (۸) در (۶) رابطه (۹) حاصل می‌گردد.

$$\begin{aligned} \bar{R}_r \cdot \delta \bar{r}(t_c) + \bar{R}_v \cdot \delta \bar{V}(t_c) + \\ [\bar{R}_r \cdot \delta \bar{V}^*(t_n) + \bar{R}_v \cdot \dot{\bar{V}}^*(t_n)] \Delta t = 0 \end{aligned} \quad (9)$$

می‌توان نشان داد عبارت داخل کروشه، مشتق برد نسبت به زمان بوده که در لحظه t_n در نقاط $\bar{r}^*(t_n)$ و $\bar{V}^*(t_n)$ محاسبه شده‌اند:

$$\begin{aligned} \frac{dR}{dt} &= \frac{dR}{d\bar{r}} \frac{d\bar{r}}{dt} + \frac{dR}{d\bar{V}} \frac{d\bar{V}}{dt} \Big|_{t_n, \bar{r}^*(t_n), \bar{V}^*(t_n)} \\ &= \bar{R}_r \bar{V}^*(t_n) + \bar{R}_v \dot{\bar{V}}^*(t_n) \end{aligned} \quad (10)$$

از طرفی در t_n تراست صفر است یعنی $\frac{dR}{dt} \Big|_{t=t_n} = 0$ در نتیجه معادله (۹) را می‌توان بدین صورت نوشت:

$$\bar{R}_r \cdot \delta \bar{r}(t_c) + \bar{R}_v \cdot \delta \bar{V}(t_c) = 0 \quad (11)$$

معادله فوق در حقیقت معادله یک دسته مسیر بوده که همگی به نقطه هدف ختم می‌شوند. این معادله در پی‌ریزی الگوریتم اصلی هدایت از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. با توجه به شکل ۱ و با فرض اغتشاشات جزئی می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \bar{r}^*(t_c) &= \bar{r}^*(t_n) + \bar{V}^*(t_n) \Delta t, \\ \bar{V}^*(t_c) &= \bar{V}^*(t_n) + \dot{\bar{V}}^*(t_n) \Delta t \end{aligned} \quad (12)$$

به طوری که $\dot{\bar{V}}^*(t_n)$ مجموع شتاب‌های خارجی وارده بر موشک است. حال با تعریف توابع معرفی شده در رابطه (۱۳) و با در نظر داشتن رابطه (۱۱) می‌توان رابطه (۱۴) را نوشت.

برنامه زاویه زاویه پیچ است. برنامه زاویه زاویه پیچ، $\gamma^*(t)$ توسط یک یا چند منحنی در کامپیوتر پرواز ذخیره می‌شود. در این مقاله از منحنی ذیل استفاده می‌شود:

$$\gamma^*(t) = \theta^*(t) = \theta_0 - (\theta_0 - \theta^*(t_c)) e^{\mu(t-t_0)} \quad (25)$$

$$\mu = \frac{\dot{\theta}^*(t_c)}{a} \frac{t_0 - t_c^*}{\theta_0 - \theta^*(t_c)}, \quad \tau = \frac{t - t_0}{t_c^* - t_0}$$

به طوری که t_0 شروع کنترل؛ t_c انتهای کنترل؛ θ_0 زاویه پرتاب و θ زاویه پیچ و a پارامتر طراحی است. پارامترهای θ_0 ، $\theta^*(t_c)$ ، $\dot{\theta}^*(t_c)$ و a مربوط به مسیر نامی بوده که قبل از پرتاب محاسبه می‌شوند. لازم به ذکر است $\gamma^*(t)$ به گونه‌ای طراحی شده که از t_1 تا t_c ، $\gamma^*(t) = \theta^*(t)$ به عبارتی زاویه حمله صفر است. طراحی بهینه برنامه زاویه‌ای پیچ از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است که باید در این مورد دقت لازم مبذول گردد. مهم‌ترین شرطی که این برنامه باید داشته باشد، این است که سریعاً زاویه حمله موشک را کم نموده و در زمانی که عدد ماخ به یک می‌رسد زاویه حمله بسیار کوچک (نزدیک صفر) شده باشد؛ زیرا هنگامی که سرعت، به سرعت صوت نزدیک می‌شود نیروهای آیرودینامیکی به صورت ناگهانی زیاد شده و مرکز فشار به مقدار زیادی جابجا می‌گردد. این مسئله برای کار سیستم کنترل زاویه‌ای، شرایط سختی را به وجود آورده، به طوری که بهتر است این بخش بحرانی مسیر با زاویه حمله صفر طی شود. نکته دیگر در طراحی برنامه زاویه پیچ، هدف طراحی است، زیرا طراح با دو مسئله روبرو است یکی حداکثر کردن برد و دیگری طراحی مسیر برای بردی مشخص. در مورد اول یعنی طراحی برنامه زاویه پیچ به منظور حداکثر کردن برد، با یک مسئله بهینه‌سازی روبرو بوده که می‌توان قیودی از قبیل محدودیت زاویه حمله، محدودیت‌های سازه‌ای و غیره را در آن لحاظ کرد [۵ و ۱۹].

در مورد $J^*(t)$ نیز روش‌های گوناگونی می‌توان پیش گرفت. به عنوان مثال می‌توان آن را توسط یک منحنی درجه سه در فاصله $t \in [t_1, t_c]$ تقریب زد:

$$\hat{J}(t) = \sum_{i=0}^3 \bar{c}_i (t - t_1)^i, \quad \dot{\hat{J}}(t) = \sum_{i=0}^3 \bar{c}_i i (t - t_1)^{i-1} \quad (26)$$

با شرایط مرزی:

$$\begin{aligned} \hat{J}(t_1) &= J(t_1) = \bar{R}_r \bar{r}(t_1) + \bar{R}_v \bar{V}(t_1) \\ \dot{\hat{J}}(t_1) &= \dot{J}(t_1) = \bar{R}_r \dot{\bar{r}}(t_1) + \bar{R}_v \dot{\bar{V}}(t_1) \\ \hat{J}(t_c) &= J_n^*, \quad \dot{\hat{J}}(t_c) = 0 \end{aligned} \quad (27)$$

ضرایب \bar{c}_i را با توجه به شرایط مرزی می‌توان به دست آورد:

$$\begin{aligned} \bar{c}_0 &= J(t_1), \quad \bar{c}_1 = \dot{J}(t_1) \\ \bar{c}_2 &= \frac{1}{(t_c - t_1)^2} [3b_1 - (t_c - t_1)b_1] \\ \bar{c}_3 &= \frac{1}{(t_c - t_1)^3} [-2b_1 + (t_c - t_1)b_2] \end{aligned} \quad (28)$$

$$\bar{R}_r \cdot \delta \bar{V}(t) = \phi_r(t) \cdot \delta V(t) + \phi_\gamma \cdot \delta \gamma(t) \quad (20)$$

به طوری که:

$$\begin{aligned} \phi_r(t) &= R_x \cos \gamma^*(t) + R_y \sin \gamma^*(t) \\ \phi_\gamma &= [-R_x \sin \gamma^*(t) + R_y \cos \gamma^*(t)] V^*(t) \end{aligned} \quad (21)$$

با ترکیب روابط فوق می‌توان رابطه (۱۵) را در بازه زمانی $\tau \in [t_1, t_c]$ بدین صورت بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned} \delta J(t) &= J(t) - J^*(t) = R_\gamma \delta \gamma(t) + R_v \delta V(t) + \\ &\int_{t_1}^t [\phi_r(\tau) \delta V(\tau) + \phi_\gamma(\tau) \delta \gamma(\tau)] \delta \tau + \bar{R}_r(t_1) \delta \bar{r}(t_1) \end{aligned} \quad (22)$$

حال با مشتق‌گیری از رابطه فوق نسبت به $\delta \gamma$ ، خواهیم داشت:

$$\frac{\partial(\delta J(t))}{\partial(\delta \gamma)} = R_\gamma + \int_{t_1}^t \phi_\gamma(\tau) d\tau \quad (23)$$

از آنجاکه در فاصله $\tau \in [t_1, t_c]$ مقادیر $\phi_\gamma > 0$ و $R_\gamma > 0$ هستند برای همین رابطه فوق بیشتر از صفر است. بنابراین همان گونه که در شکل ۲ نشان داده شده است می‌توان نتیجه گرفت هنگامی که $\delta J(t) > 0$ شود (به عبارتی تراست بیش از مقدار نامی باشد) باید زاویه تصحیح $\delta \gamma_c < 0$ تا $\delta J(t)$ به سمت صفر میل کند و هنگامی که $\delta J(t) < 0$ شود تراست کمتر از مقدار نامی باشد) باید زاویه تصحیح $\delta \gamma_c > 0$ باشد.

بدین ترتیب می‌توان الگوریتم هدایت ذیل را بر اساس تابع اغتشاش یافته $J(t)$ نسبت به تابع نامی $J^*(t)$ که در $t = t_c$ شرط $\delta J(t_c) = \Delta L = 0$ را ارضا می‌کند ارائه نمود:

$$\delta \gamma_c = \begin{cases} \frac{\delta J(t)}{R_\gamma} & \|\delta \gamma_c\| \leq \delta \gamma_m \\ \delta \gamma_m & \|\delta \gamma_c\| \geq \delta \gamma_m \end{cases} \quad (24)$$

$$\gamma_{com}(t) = \gamma^*(t) + \delta \gamma_c$$

به طوری که $\delta \gamma_c$ مقدار تصحیح در برنامه برنامه زاویه زاویه پیچ؛ $\delta \gamma_m$ حداکثر مقدار تصحیح در برنامه برنامه زاویه زاویه پیچ و γ_{com} فرمان برنامه

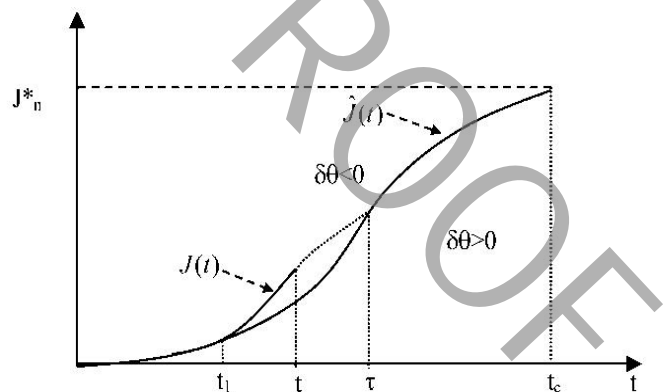


Fig. 2.

شکل ۲: توابع هزینه $J(t)$ و $\hat{J}(t)$.

به طوری که:

$$I = \sum_{i=1}^k (Z_i - Z_i^*)^2 \Rightarrow \frac{\partial I}{\partial A_j} = \sum_i (Z_i - Z_i^*) \frac{\partial Z_i^*}{\partial A_j} = 0 \quad (35)$$

$i = 1, \dots, k \quad k \geq 2, j = 1, 2$

$$\begin{aligned} b_1 &= J_n^* - [J(t_1) + \dot{J}(t_1)(t_c - t_1)] \\ b_2 &= -\dot{J}(t_1) \end{aligned} \quad (29)$$

در نتیجه:

$$\dot{J}(t) = c_1(t)J_n^* + c_2(t)J(t_1) + c_3(t)\dot{J}(t_1) \quad (30)$$

به طوری که:

$$\begin{aligned} c_1(t) &= \frac{(t-t_1)^2(3t_c-2t-t_1)}{(t_c-t_1)^3} \\ c_2(t) &= 1-c_1(t) \\ c_3(t) &= \frac{(t-t_1)(t_c-t)^2}{(t_c-t_1)^2} \end{aligned} \quad (31)$$

با مشتق گیری از ضرایب فوق بدست رابطه (۳۲) بدست می آید:

$$\begin{aligned} \dot{c}_1(t) &= \frac{6(t-t_1)(t_c-t)}{(t_c-t_1)^3} \\ \dot{c}_2(t) &= -\dot{c}_1(t) \\ \dot{c}_3(t) &= \frac{(t_c+2t_1-3t)(t_c-t)}{(t_c-t_1)^2} \end{aligned} \quad (32)$$

مقدار این ضرایب در $t=t_c$ و $t=t_1$ عبارت است از:

$$\begin{aligned} c_1(t_1) &= 0; c_2(t_1) = 1; c_3(t_1) = 0 \\ \dot{c}_1(t_1) &= 0; \dot{c}_2(t_1) = 0; \dot{c}_3(t_1) = 1 \\ c_1(t_c) &= 1; c_2(t_c) = 0; c_3(t_c) = 0 \\ \dot{c}_1(t_c) &= 0; \dot{c}_2(t_c) = 0; \dot{c}_3(t_c) = 0 \end{aligned} \quad (33)$$

۲-۱- محاسبه ضرایب حساسیت برد

در بخش قبل مشتقات جزئی \bar{R}_r و \bar{R}_v معرفی شدند (رابطه ۴)، دقت محاسبه این مشتقات تأثیر عمده‌ای در هدایت موشک داشته به طوری که با توجه به الگوریتم هدایت، می‌تواند باعث سنگین شدن کار سیستم کنترل شود. از آنجاکه انحراف ΔR تابعی از اغتشاشات انتهای زمان سوزش است. فرض می‌شود این اغتشاشات را بتوان به صورت تابع درجه دومی از پارامترهای اغتشاشی بیان نمود. انحرافات ΔR_i با Z_i نشان داده می‌شود، به طوری که Z_i فقط با اعمال اغتشاش در یکی از پارامترهای اغتشاشی به دست می‌آید. به عبارتی تابع Z_i را می‌توان تابعی از متغیر مستقل ξ_i که انحراف مشخصی است، در نظر گرفت. حال تابع Z_i را می‌توان توسط تابع درجه دو Z_i^* که تابعی از ξ_i است، تقریب زد:

$$Z_i^* = A_1 \xi_i^2 + A_2 \xi_i \quad (34)$$

ضرایب A_1 و A_2 را با استفاده از روش‌های مختلفی می‌توان محاسبه نمود که در اینجا از روش حداقل مجذورات [۲۰] استفاده شده است:

معادلات فوق یک سیستم خطی معادلات جبری مرتبه دو نسبت به ضرایب A_1 و A_2 بوده که می‌توان آن را به صورت ماتریسی، به صورت $QA=V$ نوشت، به طوری که:

$$A = [A_1, A_2], \quad V = [V_1, V_2]^T, \quad Q = [q_{ij}] \quad i, j = 1, 2$$

$$\begin{aligned} V_1 &= \sum_{i=1}^k Z_i \xi_i^2, \quad V_2 = \sum_{i=1}^k Z_i \xi_i \\ q_{11} &= \sum_{i=1}^k \xi_i^4, \quad q_{12} = q_{21} = \sum_{i=1}^k \xi_i^3, \quad q_{22} = \sum_{i=1}^k \xi_i^2 \end{aligned}$$

و با استفاده از دستور کرامر می‌توان ضرایب A_1 و A_2 را به دست آورد:

$$A_1 = \frac{V_1 q_{22} - V_2 q_{12}}{q_{11} q_{22} - q_{12} q_{21}}, \quad A_2 = \frac{V_2 q_{11} - V_1 q_{21}}{q_{11} q_{22} - q_{12} q_{21}}$$

محدوده تابع واقعی Z_i را می‌توان با تعداد نقاط مختلفی تعریف کرد به طوری که این نقاط به طور یکنواخت و متفاوت پخش شده باشند. با افزایش تعداد نقاط یا به عبارتی تعداد توابع Z_i دقت بیشتری به دست خواهد آمد. در اینجا هفت نقطه انتخاب می‌شود. حال با استفاده از دو جمله اول بسط تیلور تابع $Z=Z(\xi)$ حول نقطه $\xi=0$:

$$Z = \frac{\partial Z}{\partial \xi} \xi + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 Z}{\partial \xi^2} \xi^2 \quad (36)$$

با مقایسه رابطه (۳۴) با رابطه (۳۶) می‌توان نتیجه گرفت:

$$\frac{\partial Z}{\partial \xi} = A_2 \quad (37)$$

دقت محاسبات را می‌توان با استفاده از امید ریاضی $m(\Delta Z)$ و واریانس $\bar{\Delta Z}_i$ متغیرهای تصادفی محاسبه نمود [۲۱]. با فرض اینکه ΔZ تابع قانون توزیع نرمال است، می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \Delta Z_i &= Z_i - Z_i^*, \quad m(\Delta Z) = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k \Delta Z_i \\ \bar{\Delta Z}_i &= \Delta Z_i - m(\Delta Z) \end{aligned} \quad (38)$$

$$D(\bar{\Delta Z}_i) = \sigma^2 (\bar{\Delta Z}_i) = \frac{1}{9} \sum_{i=1}^k [\Delta Z_i - m(\Delta Z)]^2, \quad k = 7$$

۴- نتایج شبیه‌سازی

به فرایند حصول اطمینان از عملکرد صحیح سیستم هدایت قبل از انجام مأموریت، صحت‌گذاری^۱ و اعتبارسنجی^۲ روش هدایتی گفته می‌شود. منظور

- 1 Verification
- 2 Validation

$$\begin{aligned} t_0 &= 0/23 \text{ sec} & , & \quad t_c = 20 \text{ sec} \\ \theta_0 &= 49 \text{ deg} & , & \quad \theta_c = 31/71 \text{ deg} \\ \dot{\theta}_c &= -0/258 \text{ deg/sec} & , & \quad a = -0/46 \end{aligned} \quad (40)$$

در شکل‌های ۳ و ۴ می‌توان رفتار زاویه پیچ و زاویه حمله را مشاهده نمود. با استفاده از روش حداقل مجذورات، ضرایب حساسیت برد عبارت‌اند از:

$$\begin{aligned} R_x &= 1 & , & \quad R_y = 296/261 \\ R_z &= 9/042 & , & \quad R_\gamma = 362994/413 \end{aligned} \quad (41)$$

در جدول ۲، با استفاده از شبیه‌سازی توصیفی، عملکرد روش هدایتی پیشنهادی تحت عنوان روش هدایتی اصلاح زاویه مسیر پرواز در مقایسه با روش هدایت پیش‌تنظیم نشان داده شده است. واضح است استفاده از روش پیشنهادی، خطای اصابت را نسبت به روش هدایتی پیش‌تنظیم بسیار کاهش می‌دهد.

تغییرات پارامترهای مختلف پروازی برای دو حالت آخر جدول ۲، در شکل‌های ۵ تا ۹ نشان داده شده است. زمان آغاز الگوریتم هدایتی ضمنی، در $t_1 = 9 \text{ sec}$ نظر گرفته شده است. شکل‌های ۵ و ۶ مسیر پرواز را برای

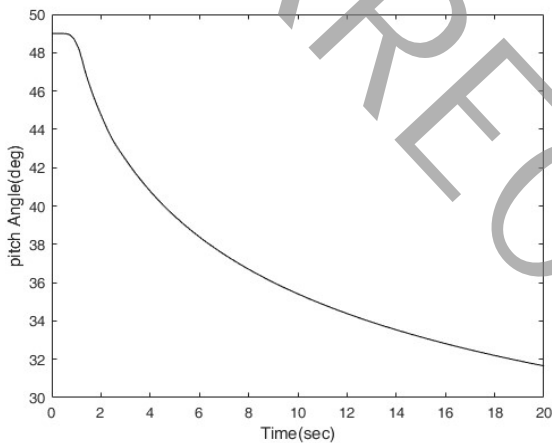


Fig. 3.

شکل ۳: برنامه زاویه پیچ.

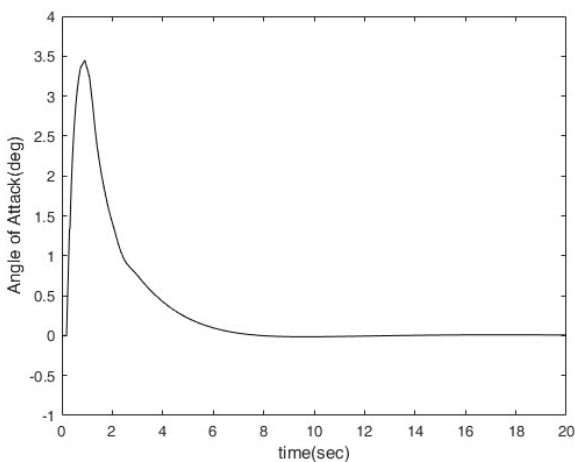


Fig. 4.

شکل ۴: رفتار زاویه حمله در اثر اعمال برنامه زاویه پیچ.

از صحنه‌گذاری روش هدایتی، اثبات عملکرد صحیح روش تحت شرایط و فرضیات تحت توسعه آن است که در این خصوص معمولاً از ابزار شبیه‌سازی استفاده می‌شود. اثبات اینکه روش هدایتی در عمل و دنیای واقعی نیز عملکرد مورد انتظار را از خود نشان می‌دهد اعتبارسنجی روش هدایتی نامیده می‌شود [۲۲]. واضح است در این مرحله صرفاً صحنه‌گذاری روش از طریق شبیه‌سازی کافی خواهد بود. صحنه‌گذاری و اعتبارسنجی شبیه‌سازی خود فرایندی مجزا بوده که در مراجع [۲۳] و [۲۴] به آن پرداخته شده است و شبیه‌سازی مورد استفاده در این مقاله توسط الگوریتم پیشنهادی در آن مراجع صحنه‌گذاری و اعتبارسنجی شده است.

در این بخش با استفاده از برنامه شبیه‌سازی سه درجه آزادی موشک کنترل شونده، با اعمال اغتشاشات مختلف، به صحنه‌گذاری این روش پرداخته انجام می‌شود. پنج نوع اغتشاش و عدم قطعیت باد، ناهمراستایی تراست، خطای محاسبه ضرایب آیرودینامیک، عملکرد اغتشاشی موتور در شبیه‌سازی موشک اعمال شده است. با توجه به اینکه این اغتشاشات بیشترین تأثیر را بر حرکت موشک می‌گذارند، اگر بتوان نشان داد روش پیشنهادی توانایی پاسخ مناسب و جبران تأثیر اغتشاشات را دارد، می‌توان نتیجه گرفت پاسخ به دیگر اغتشاشات نیز مناسب خواهد بود. در مورد هر اغتشاش سعی شده با مقایسه مسافت طی شده با برد نامی، میزان خطای کلی سیستم هدایت روشن گردد. بدین منظور از با استفاده از مشخصات جرمی-هندسی یک موشک بالستیک نوعی (جدول ۱)، مدل اتمسفر استاندارد، جداول ضرایب آیرودینامیکی به صورت تابعی از زاویه حمله و اعداد ماخ و رینولدز، زمین کروی دوار و دینامیک مرتبه دو عملکرد به صورت زیر رابطه [۳۹] [۱۳].

$$G_{acc}(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \cdot \omega_n = 7 \text{ hz.} \quad \zeta = 0.7 \quad (39)$$

برنامه زاویه پیچ یا هدایت پیش‌تنظیم با استفاده از رابطه (۲۰) و با در نظر گرفتن محدودیت‌های زاویه حمله و برد عبارت است از:

جدول ۱: مشخصات جرمی موشک مورد نظر.

Table 1.	
۰/۶۲	قطر موشک (m)
۹	طول کل موشک (m)
۳۵۰۰	جرم کل موشک (kg)
۸۵	نرخ سوزش سوخت (kg/sec)
۲۸۰۰۰۰	تراست (N)
۱۸۰۰	جرم موشک بدون سوخت (kg)
۱۰۰۰۰	I_{yy} و I_{zz} بدون سوخت (kg.m ^۲)
۱۶۰۰۰	I_{yy} و I_{zz} با سوخت (kg.m ^۲)

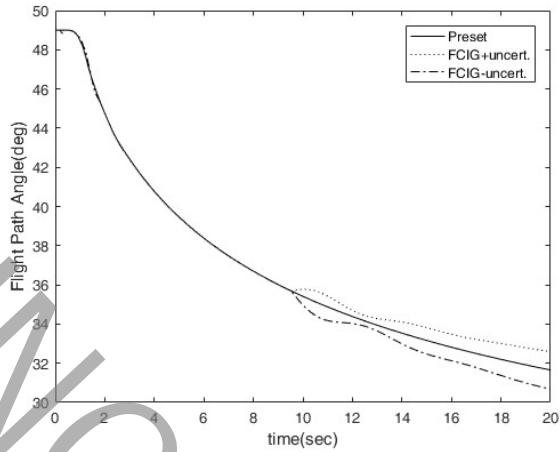


Fig. 7.

شکل ۷: مقایسه تغییرات زاویه مسیر پرواز در هر دو حالت.

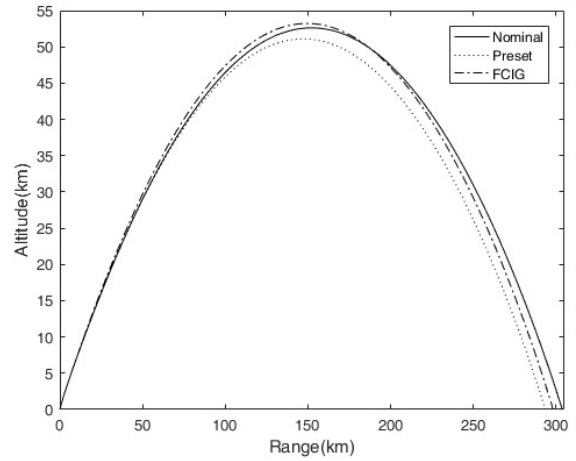


Fig. 5.

شکل ۵: مقایسه مسیر پرواز موشک در حالت ۱.

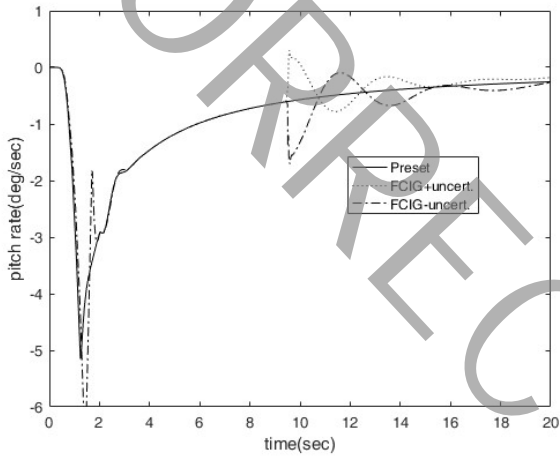


Fig. 8.

شکل ۸: مقایسه تغییرات نرخ زاویه مسیر پرواز در هر دو حالت.

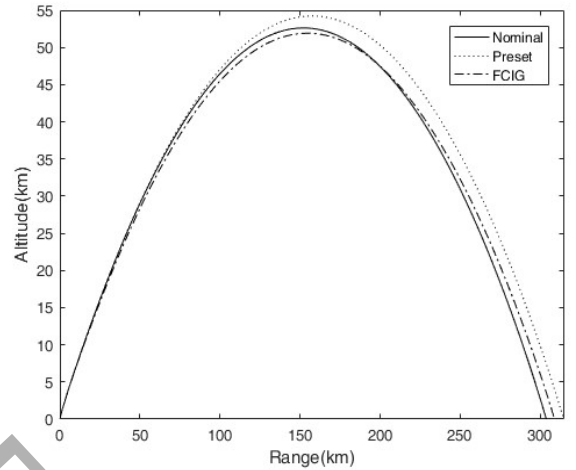


Fig. 6.

شکل ۶: مقایسه مسیر پرواز موشک در حالت ۲.

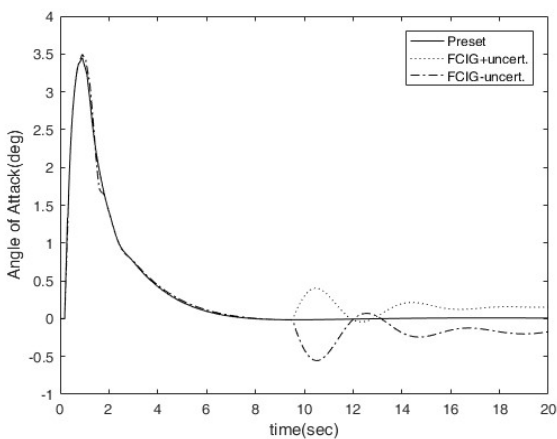


Fig. 9.

شکل ۹: مقایسه تغییرات زاویه حمله در هر دو حالت.

دو روش هدایتی در حالت ۱ و ۲ یعنی افزایش و کاهش در تمام عدم قطعیت‌ها، مقایسه نموده است. همان‌طور که دیده می‌شود استفاده از روش هدایتی اصلاح زاویه مسیر پرواز، مسیر پرواز را به مسیر نامی نزدیک‌تر نموده است، اصلاح زاویه مسیر پرواز و سرعت زاویه‌ای در هر دو حالت ۱ و ۲ به خوبی در شکل‌های ۷ و ۸ مشاهده می‌شود که به صورت یک تغییر ناگهانی در ثانیه ۱۰ پرواز رخ داده است. ایجاد اغتشاش حداکثر $1/5 \text{ deg/sec}$ در سرعت زاویه‌ای ناشی از اعمال اصلاح زاویه مسیر پرواز، قابل چشم‌پوشی است. شکل ۹ تغییرات زاویه حمله را تا انتهای زمان کنترل برای هر دو حالت عدم قطعیت، نشان می‌دهد. استفاده از روش هدایتی اصلاح زاویه مسیر پرواز باعث ایجاد زاویه حمله حداکثر $0/5$ درجه شده که مشکلی برای موشک ایجاد نمی‌کند. در شکل‌های ۵ تا ۹ حساسیت روش هدایتی به تغییرات شرایط پرواز مشاهده می‌شود که عملکرد صحیح آن را در برابر شرایط مختلف عدم قطعیت نشان می‌دهد.

به‌منظور نمایش بهتر عملکرد روش هدایتی اصلاح زاویه مسیر پرواز، از یک شبیه‌سازی مونت‌کارلو بهره گرفته شده است. با استفاده از توزیع

یکنواخت در عدم قطعیت‌های جدول ۲، ۲۰۰ اجرا برای بررسی مقاومت این رویکرد هدایتی انجام یافته است. مقدار احتمال خطای دایروی [۱۶] برای روش هدایت پیش‌تنظیم برابر $3/185 \text{ km}$ و روش هدایتی ضمنی

- [3] White, J.E., 1992. "Guidance and targeting for the strategic target system". *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 15(6), pp. 1313-1319.
- [4] Battin, R.H., 1982. "Space guidance evolution - A personal narrative". *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 5(2), pp. 97-110.
- [5] Pourtakdoust, S.H., Pazooki, F., and Fakhri Noushabadi, M., 2009. "A neuro-optimal approach for thrust-insensitive trajectory planning". *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 81(3), pp. 212-220.
- [6] Bryson, A.E., 1999. *Dynamic optimization*. Addison Wesley Longman.
- [7] White, J., 1993. "Cut-off insensitive guidance with variable time of flight". *Guidance, Navigation and Control Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics*.
- [8] De Swarte, T.W., 1971. "Cutoff Insensitive Guidance". Master thesis, Massachusetts Institute of Technology.
- [9] امینی، م. ۱۳۷۴. "طراحی سیستم هدایت موشک‌های بالستیک زمین به زمین". پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه تهران
- [10] علیزاده، ق. ۱۳۷۸. "هدایت بدون خاموشی اجباری موتور موشک‌های زمین به زمین سوخت جامد". رساله دکترا، دانشگاه تربیت مدرس
- [11] Nelson, S.L., and Zarchan, P., 1992. "Alternative approach to the solution of Lambert's problem". *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 15(4), pp. 1003-1009.
- [12] Roshanian, J., and Esrafilian, M.R., 2007. "A New Approach to design of Cut-off Insensitive Guidance". *Proc. The 6th Iranian Aerospace Society Conference, Tehran, Iran*.
- [13] Kim, S.-J., and Um, T.-Y., 2014. "Flight-Path Angle Control for Cutoff Insensitive Guidance". *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 38 (4), pp. 706-710.
- [14] Siouris, G.M.: 'Missile guidance and control systems' (Springer, 2004. 2004)
- [15] Ahn, J., and Roh, W.R., 2014. "Analytic Time Derivatives of Instantaneous Impact Point". *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 37(2), pp. 383-390.
- [16] اسماعیل‌زاده، ر.، ۱۳۷۹. "طراحی سیستم هدایت یک موشک بالستیک با استفاده از روش تابعی". پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر.
- [17] بهرامی، ع.ا.، ۱۳۷۱. "هدایت بدون خاموشی اجباری موتور". پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف.
- [18] اسماعیل‌زاده، ر.، نقاش، ا.، ۱۳۸۱. "طراحی سیستم هدایت یک موشک بالستیک با استفاده از روش هدایت تابعی". چهارمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، تهران، ایران.
- [19] Betts, J.T., 1993. "Trajectory Optimization Using Sparse Sequential Quadratic Programming". In *Optimal Control: Calculus of Variations, Optimal Control Theory and*

جدول ۲: مقایسه خطای دو روش در برابر عدم قطعیت‌ها (km).

Table 1.

پیش‌تنظیم	FCIG	عدم قطعیت اعمالی
-۲/۰۶۳	۰/۳۹۹	باد پشت سر با توزیع غیریکنواخت
۲/۳۱۹	-۰/۱۹۹	باد مقابل با توزیع غیریکنواخت
۰/۲۶۷	۰/۰۶۰	۳۰ دقیقه ناهمراستایی تراست
-۰/۵۳۵	-۰/۲۴۹	۱ میلی‌متر ناهمراستایی تراست
۷/۱۸۶	۰/۱۸۴	۱٪ افزایش تراست
-۷/۴۲۴	-۰/۲۷۳	۱٪ کاهش تراست
-۱۰/۰۳۷	-۵/۳۳۸	۱۰٪ افزایش ضرایب آیرودینامیکی
۱۱/۰۳۱	۵/۳۷	۱۰٪ کاهش ضرایب آیرودینامیکی
-۵/۸۰۴	-۴/۸۱۵	تمام خطاهای افزایشی (حالت ۱)
۴/۳۰۷	۲/۱۰۶	تمام خطاهای افزایشی (حالت ۲)

پیشنهادی ۱/۲۴۲ km حاصل شد که مبین کاهش ۶۱ درصدی خطای اصابت و عملکرد قابل قبول این رویکرد است.

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله یک روش هدایت غیرحساس به خاموشی اجباری موتور توسعه داده شد. در این روش از زمانی ثابت پس از روشن شدن موتور و بر اساس اغتشاشات وارده، مقدار اصلاح زاویه مسیر پرواز محاسبه شده و به برنامه مسیر پرواز از پیش تنظیم شده اعمال می‌شود. این اصلاح، پرتابه را در انتهای زمان سوزش خود در شرایطی قرار می‌دهد که به هدف اصابت نماید. تأثیر این روش بر پارامترهایی که اغتشاشات زیادی به موشک اعمال می‌کنند (نظیر زاویه حمله و سرعت زاویه‌ای) بسیار کم بوده و می‌توان از آن‌ها صرف‌نظر نمود. شبیه‌سازی این روش، عملکرد مؤثر و کارآمد آن را در برابر اغتشاشات مختلف و عدم قطعیت‌های مختلفی نظیر باد، ناهمراستایی بردار تراست، تغییر در مقدار تراست و ضرایب آیرودینامیکی نشان می‌دهد. این روش نسبت به سایر روش‌های هدایتی مبتنی بر بردار سرعت لازمه، ساده‌تر بوده و بار محاسباتی کمتری دارد و از طرفی به خاطر عدم نیاز به خاموشی اجباری موتور، آن را برای استفاده در عمل بسیار مطلوب و کاربردی نموده است.

منابع

- [1] Kothari, M., and Padhi, R., 2008. "Energy-Insensitive Guidance of Solid Motor Propelled Long Range Flight Vehicles Using MPSP and Dynamic Inversion". *IFAC Proceedings Volumes*, 41(2), pp. 14023-14028.
- [2] Zarchan, P., 2012. *Tactical and strategic missile guidance*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 6th edn.

Numerical Methods, Bulirsch, R., Miele, A., Stoer, J., and Well, K., Eds., Birkhäuser Basel, pp. 115-128.

[20] Chapra, S.C., 2012. Applied numerical methods with MATLAB for engineers and scientists. McGraw-Hill, , 3rd ed.

[21] Papoulis, A., and Pillai, S.U., 2002. Probability, random variables, and stochastic processes. 4th ed., McGraw-Hill.

[22] Fehse, W., 2003. Automated rendezvous and docking of

spacecraft. Cambridge University Press.

قدیری، ح، اسماعیلزاده، ر، ۱۳۹۲. "ارزیابی اعتبار نرم‌افزارهای [23] شبیه‌ساز هوافضایی". اولین کنفرانس ملی رویکردهای نوین در مهندسی کامپیوتر و بازیابی اطلاعات ایران.

قدیری، ح، اسماعیلزاده، ر، قدیری، حامد، ۱۳۹۲. "مفاهیم، اصول [24] و چالش‌های صحه‌گذاری و اعتبارسنجی نرم‌افزارهای شبیه‌ساز در حوزه هوافضا". اولین کنفرانس ملی رویکردهای نوین در مهندسی کامپیوتر و بازیابی اطلاعات ایران.