Archive of SID

نشریه علمی-پژوهشی مهندسی هوانوردی
سال بیست و سوم، شماره دوم، پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نیازمندیهای تجهیز موشک کوتاه برد ضد زره تاو به سیستم هدایت و ناوبری اینرسی

جواد کریمی*[۱]، سعید محمد حسینی[۲]
۱- دانشجوی ارشد مهندسی مکاترونیک، دانشکده الکتروسرام و مهندسی برق، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
۲- دانشیار، دانشکده الکتروسرام و مهندسی برق ، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۶/۱۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۱۲)

چکیده
پرتابه‌های ضد زره به عنوان یکی از مهمترین سلاح های تاکتیکی میدان جنگ در دهه‌های گذشته بوده‌اند. هدایت، ناوبری و اصابت موفق به هدف، یکی از مهمترین موضوع‌ها در پرتابه‌های ضد زره می‌باشند. موشک تاو را می‌توان به عنوان یکی از قدرتمندترین پرتابه‌های بردکوتاه ضد زره مورد استفاده در دنیا که قابلیت شلیک از بالگرد را نیز دارد نام برد که نقش پر رنگی نیز در نیروهای نظامی جمهوری اسلامی ایران بازی می‌کند. موشک تاو از نوع هدایت راهبردی سه نقطه‌ای(موشک، هدف و ردگیر) است که در این نوع از هدایت در صورت قطع شدن سیم ارتباطی متصل به موشک و یا قطع شدن کانال لیزری هدایت در موشک‌های نسل جدید تاو، هدایت موشک از دست خواهد رفت، همچنین در هدایت سیمی یا لیزری، بالگردی که موشک از آن پرتاب می‌شود می‌بایستی تا زمان برخورد موشک به هدف(تقریبا" ۲۰ ثانیه) موشک را تا انتهای مسیر هدایت کند که از لحاظ ایمنی در میدان جنگ عملی بسیار خطرناک تلقی می‌گردد، بنابراین در اختیار داشتن یک موشک هدایت شونده ضد زره که قابلیت FIRE & FORGET را در زمان‌های مورد نیاز داشته باشد، الزامیست. لذا در این تحقیق نیازمندی‌های هدایت و ناوبری پیش تنظیم برای موشک تاو بررسی و نشان داده می‌شود که با تجهیز بالگرد به فاصله سنج لیزری جهت تعیین موقعیت هدف و استفاده از سنسور با خطای بایاس پایین در سیستم هدایت و ناوبری موشک تاو می‌توان هدایت FIRE & FORGET را با دقت قابل قبولی برای موشک تاو بکار بگیریم.
واژه‌های کلیدی: *پرتابه‌های کوتاه برد، خطای سنسور شتاب‌سنج، هدایت و ناوبری اینرسی*

Requirements for Equipping Tau Anti-Tank Short-Range Missile with Inertial Guidance and Navigation System

javad karimi* and saeed Mohamad hosseni

Abstract
Anti-tank missiles have been one of the most important tactical weapons on the battlefield in the past decades. Guiding, navigating, and hitting the target are one of the most important issues in anti-tank missiles. The Tau missile can be named as one of the most powerful short-range anti-tank missiles used in the world, which can also be fired from a helicopter and it plays a significant role in the military forces of the Islamic Republic of Iran. Tau missile is a three-point strategic guidance type (missile, target and tracker), in which type of guidance, if the communication wire connected to the missile is cut or the conduction laser channel is cut in the new generation Tau missiles, the missile guidance will be lost. Also, in wired or laser guidance, the helicopter from which the missile is fired must guide the missile to the end of the path until the missile hits the target (approximately 20 seconds), which is considered a very dangerous operation in terms of safety on the battlefield. Therefore, having an anti-tank guided missile with FIRE & FORGET capability in required times is necessary. Thus, in this research, the pre-set guidance and navigation requirements for the Tau missile are investigated and it is shown that by equipping the helicopter with a laser rangefinder to determine the target position and using a sensor with low bias error in the guidance and navigation system of the Tau missile, we can use FIRE & FORGET guidance with an acceptable accuracy for the Tau missile.
Key words:: *Short-range projectiles, Accelerometer sensor error, Inertia guidance and navigation*

* نویسنده پاسخگو: جواد کریمی، پست الکترونیک: ja.karimi@ymail.com

www.SID.ir

Archive of SID

مقدمه

جنگ‌های واقعی همواره بهترین صحنه برای پی بردن به نقاط ضعف و قوت سلاح‌ها بوده است، سرهنگ خلبان صفر پایخان، خلبان بالگرد کبرا با بیش از ۲۰۰۰ ساعت پرواز در طول جنگ تحمیلی برخی از مصادیق عینی و تجربی خود را در مورد موشک تاو بیان کرده است، از جمله "در عملیات مسلم بن عقیل، ارتش عراق با برخورداری از یگان‌های مجهز به تانک‌های T-72 به ارتفاع ۴۰۲ پاتک کرد، با اینکه توانستیم تعدادی از تانک‌های دشمن را منهدم کنیم ولی یکی از بالگردهای ما مورد اصابت گلوله تانک T-72 دشمن قرار گرفت و علت آن ایستادن بیش از ۱۵ ثانیه بالگرد در یک نقطه جهت هدایت موشک بود"[۱] و همچنین الگوریتم موشک‌های ضدزره (هدایت سیمی یا لیزری) خانواده تاو به گونه‌ای می‌باشد که در صورت ایجاد مشکل (قطع شدن سیم یا لیزر هدایت کننده) هدایت موشک از دست خواهد رفت. مساله مهم وجود یک نوع تعارض غیر قابل اجتناب بین سیستم هدایت مطلوب و کیفیت عملکرد سر جنگی موشک‌های ضدزره تاو می‌باشد (سر جنگی خرج گود تک مرحله‌ای)، تضمین کیفیت عملکرد سر جنگی موشک و نفوذ حداکثری بر روی زره، مستلزم عدم حضور هیچ گونه مانعی بر سر راه جهت حاصل از انفجار سر جنگی قبل از همگرایی نهایی می‌باشد، لذا استفاده از هر نوع جستجوگر که ارتباط بین هدف و سیستم هدایت را فراهم آورد در نوک موشک وجود ندارد. لذا در این تحقیق روش هدایت و ناوبری پیش تنظیم بررسی خواهد شد که بدون استفاده از نصب جستجوگر در نوک موشک بتوان با اضافه کردن قابلیت‌هایی همچون فاصله سنج لیزری در بالگرد موقعیت هدف تعیین و با ایجاد تغییر در هدایت موشک، احتمال برخورد به هدف را در صورت قطع شدن سیم هدایت یا کانال هدایت لیزری و یا اجبار خلبان در رها کردن هدایت را افزایش داد.

تعیین موقعیت هدف

در موشک ضد زره کوتاه برد تاو، اپراتور موشک زمانی که هدف را مشاهد کند اقدام به شلیک خواهد نمود و تا برخورد به هدف موشک را هدایت می‌کند; استفاده از یک دوربین در نوک موشک و لاک هدف بعد از مشاهده و استفاده از هدایت پردازش تصویر برای برخورد موشک به هدف ایده‌ای بسیار کارآمد می‌باشد، اما این ایده برای موشک تاو غیر قابل استفاده است، همانطور که بیان شد استفاده از هر نوع جستجوگر در نوک موشک باعث افت قدرت تخریب موشک تاو می‌گردد و در واقع مهمترین ویژگی موشک تاو که قدرت نفوذ موشک در هدف است از بین خواهد رفت، همین موضوع دلیل هدایت دستی موشک تاو تاکنون می‌باشد. این مشکل را می‌توان با تعیین موقعیت هدف با استفاده از فاصله‌سنج لیزری در بالگرد و استفاده از سیستم ناوبری اینرسی در موشک بر طرف نمود، بنابراین ما موقعیت هدف را تعیین می‌کنیم و موشک را به طرف موقعیت تعیین شده هدایت می‌کنیم.

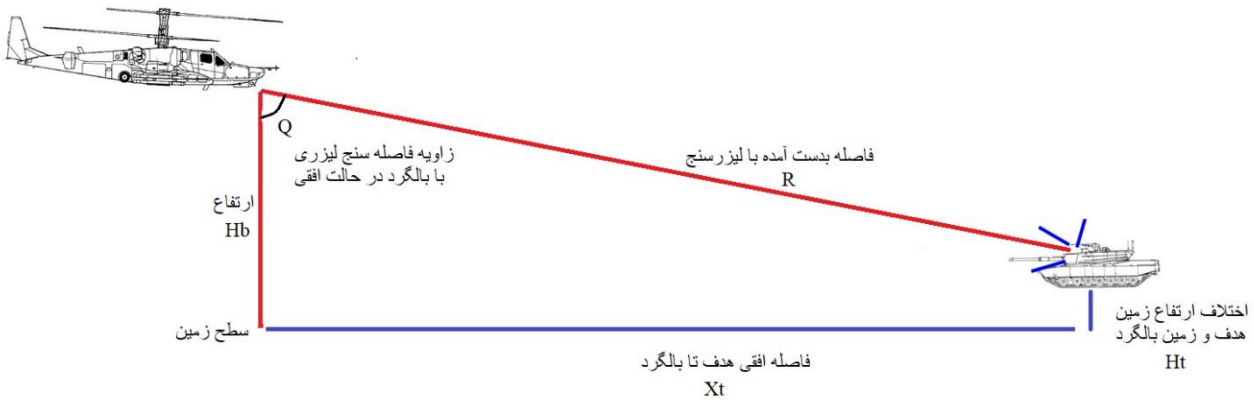
برای تعیین هدف، به ارتفاع بالگرد (این پارامتر توسط ارتفاع‌سنج بالگرد در دسترس می‌باشد) و تجهیز بالگرد به فاصله سنج لیزری نیازمند هستیم. برای نمونه فاصله‌سنج لیزری GS-MLRF153510K با دقت ۰٫۵± متر تا فاصله ۵ کیلومتری قابل به کارگیری می‌باشد. در شکل شماره **۱** و روابط (۱)،(۲)،(۳) و (۴) نحوه محاسبه موقعیت هدف در فضای دو بعدی با فرض اینکه بالگرد و هدف در یک راستا قرار دارند نشان داده شده است، این محاسبات قابل تعمیم به حالت سه بعدی نیز هست.

$$\text{موقعیت بالگرد} = \begin{cases} x \\ y \\ \text{ارتفاع بالگرد(Hb)} \end{cases} \quad (۱)$$

$$\text{موقعیت هدف} = \begin{cases} x + \text{فاصله افقی هدف تا بالگرد(Xt)} \\ y \\ \text{ارتفاع هدف(Ht)} \end{cases} \quad (۲)$$

www.SID.ir

Archive of SID



شکل۱- تعیین موقعیت هدف با استفاده از بالگرد

$$Xt=R.\sin Q \qquad (۳)$$

$$Ht=Hb - R.\cos Q \qquad (۴)$$

تعیین موقعیت هدف با فرض ثابت بودن آن می‌باشد، لازم به ذکر است، ارزیابی‌ها توسط کارشناسان نظامی در بیست سال گذشته نشان می‌دهد که ۳۰٪ کاربرد موشک‌های ضد زره علیه اهداف در حال حرکت و حدود ۷۰٪ مابقی برای انهدام اهدافی نظیر سنگرهای بتونی، ساختمان‌ها، وسایل زرهی و اهداف سبک ثابت بکار رفته است[۱].

هدایت شکل دهی مسیر

با داشتن موقعیت بالگرد و هدف می‌توان مسیر حرکت موشک تاو را با استفاده از رابطه هدایت شکل دهی مسیر تعیین نمود، و با استفاده از یک کنترل کننده، موشک را در مسیر تعیین شده برای اصابت به هدف هدایت کرد.

مزیت عمده استفاده از معادلات شکل‌دهی مسیر، تعیین زاویه برخورد موشک به هدف است، در روابط (۵) تا (۱۰) نحوه محاسبه بیان شده است.

$$y_{j,3}(x)=\sum_{i=0}^{3} a_{ji}x^{i} \qquad \text{j=1,…..,m} \qquad (۵)$$

$$\begin{bmatrix} a_{j3} \\ a_{j2} \\ a_{j1} \\ a_{j0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{j-1}^3 & x_{j-1}^2 & x_{j-1} & 1 \\ 3x_{j-1}^2 & 2x_{j-1} & 1 & 0 \\ x_j^3 & x_j^2 & x_j & 1 \\ 3x_j^2 & 2x_j & 1 & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} y_{j-1} \\ tan\aleph_{j-1} \\ y_j \\ tan\aleph_j \end{bmatrix} \qquad (۶)$$

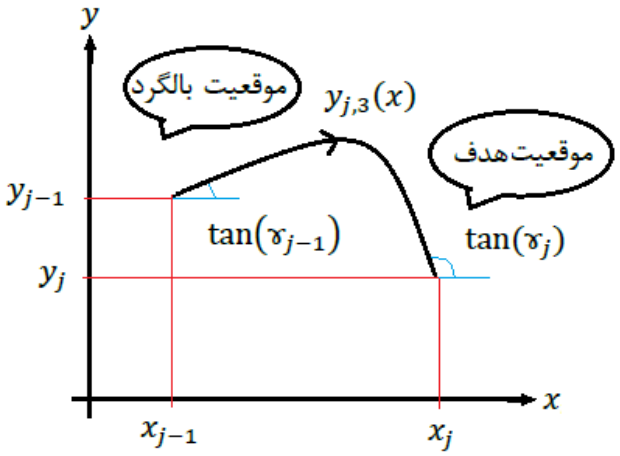
$$y_{(j-1)}=\sum_{i=0}^{3} a_{ji}x_s^{i} \qquad (۷)$$

$$\tan(\aleph_{j-1})=\sum_{i=1}^{3} i a_{ji}x_{j-1}^{i-1} \qquad (۸)$$

$$y_j=\sum_{i=0}^{3} a_{ji}x_j^{i} \qquad (۹)$$

$$\tan(\aleph_j)=\sum_{i=1}^{3} i a_{ji}x_j^{i-1} \qquad (۱۰)$$

که $\tan(\aleph_j)$ زاویه ورود به هدف، $\tan(\aleph_{j-1})$ زاویه خروج از نقطه ابتدایی طراحی مسیر، y_{j-1} نقطه شروع محور عمودی، x_{j-1} نقطه شروع محور افقی، y_j نقطه هدف محور عمودی، x_j نقطه هدف محور افقی و $y_{j,3}(x)$ معادله خط درجه سه، مسیر تعیین شده است که a_{ji} ضرایب این معادله می باشند، پارامترها در شکل شماره **۲** نشان داده شده است.



شکل۲- مسیر حرکت با استفاده از هدایت شکل دهی مسیر

www.SID.ir

Archive of SID

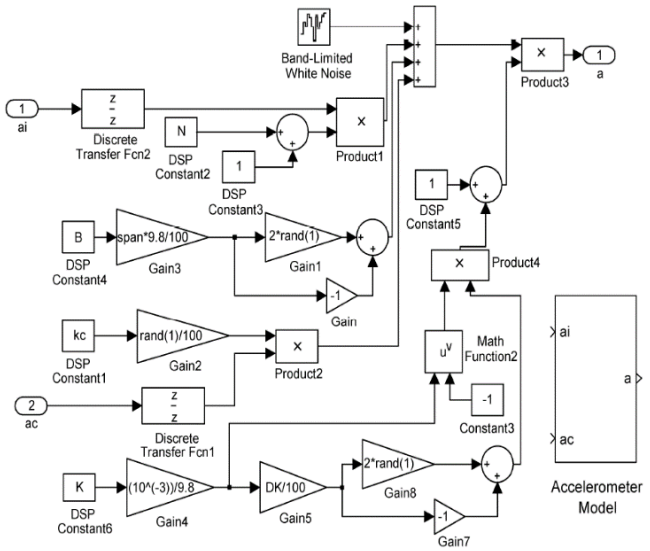
ناوبری اینرسی

برای اینکه بتوان موشک را در مسیر تعیین شده هدایت کنیم، بایستی موقعیت هر لحظه موشک تاو را توسط یک سیستم ناوبری تعیین و اطلاعات موقعیت را برای سیستم هدایت جهت ارسال فرامین حرکت به موشک ارسال کرد. تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت وسایل متحرک مختلف مانند موشک‌ها، ربات‌ها، هواپیماها، وسایل نقلیه و ... موضوع علم ناوبری اینرسی می‌باشد. اساس این علم، مبتنی بر قوانین نیوتن است، به این صورت که با اندازه‌گیری شتاب‌های خطی یک وسیله و انتگرال‌گیری از آنها، سرعت و با انتگرال‌گیری مجدد از سرعت وسیله، موقعیت آن وسیله قابل محاسبه خواهد بود. در سامانه های ناوبری اینرسی، سنسورهای شتاب سنج، نقش اندازه‌گیری شتاب‌های خطی و سنسورهای ژایروسکوپ، نقش اندازه‌گیری سرعت‌های زاویه‌ای وسیله را برعهده دارند. از آن جهت که سنسورهای اینرسی در دستگاه مختصات بدنی نصب می‌شوند. بنابراین، لازم است که داده‌های این سنسورها از این دستگاه مختصات به دستگاه مختصات مرجع دیگر مانند دستگاه مختصات اینرسی، دستگاه مختصات زمینی و یا دستگاه مختصات جغرافیایی ارجاع داده شوند تا محاسبات لازم جهت تعیین موقعیت، سرعت و وضعیت انجام پذیرد[۴-۲].

خطای سنسورهای اینرسی

سامانه ناوبری اینرسی strapdown دارای مزایایی مانند نرخ به هنگام سازی بالا، توانایی محاسبه اطلاعات وضعیت و چرخش وسیله، مستقل بودن و مقاوم بودن نسبت به اختلال سیگنال می‌باشند. مهمترین عیب این سامانه‌ها، نامحدود شدن و واگرایی خطاها با گذشت زمان می‌باشد که ناشی از خطاهای سنسورهای اینرسی و خطاهای محاسباتی روابط ناوبری اینرسی است. جهت رفع این مشکل مدلسازی خطاهای سنسورهای اینرسی و تاثیر آنها در ناوبری اینرسی از دیگر موضوع‌های مرتبط با ناوبری اینرسی است، حسگرهای شتاب‌سنج و ژایروسکوپ مانند هر نوع حسگر دیگر دارای انواع خطاهای اندازه‌گیری می‌باشند که این موضوع باعث می‌شود این خطاها در روابط ناوبری، وارد شده و محاسبات موقعیت، سرعت و وضعیت وسیله با خطا همراه شده و دقت ناوبری کاهش یابد، در موشک تاو ژایرسکوپ‌های داخلی وجود دارد که می توان از آنها بهره برد، اما می‌بایستی برای اضافه کردن سیستم هدایت و ناوبری اینرسی به موشک سنسور شتاب‌سنج اضافه کرد. متداولترین مدل کلی شتاب‌های خطی اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج‌ها مطابق با مدل تعریف شده در استاندارد IEEE می‌باشد[۶-۵]. در شکل شماره ۳ شماتیک شبیه‌سازی سنسور شتاب‌سنج در متلب آورده شده است، این شبیه سازی معادل رابطه (۱۱) از استاندارد IEEE می‌باشد.

$$a = (a_i + Na_i + B + k_c a_c + v)\left(1 + \frac{\Delta K}{K}\right) \qquad (۱۱)$$



شکل۳- شماتیک شبیه سازی سنسور شتاب در متلب

در فرمول (۱۱) a شتاب اندازه‌گیری شده توسط شتاب‌سنج، a_i شتاب واقعی، N ناهم محوری محور حساسیت، a_c شتاب محور عمود بر محور اندازه‌گیری، k_c حساسیت محور عمود بر محور اندازه‌گیری، B بایاس شتاب‌سنج، v نویز شتاب‌سنج، K ضریب مقیاس و ΔK خطای ضریب مقیاس شتاب‌سنج هستند.

در جدول ۱ دو نمونه سنسور شتاب‌سنج با مشخصات مربوطه آورده شده است، در ادامه خطاهای مربوط به این سنسورها بر اساس روابط بالا شبیه‌سازی و آورده می‌شود، جهت شبیه‌سازی دقیق‌تر با استفاده از فرمول‌های شش درجه آزادی پرواز یک پرتابه کوتاه برد با مشخصات نزدیک به موشک تاو استفاده می‌گردد.

جدول ۱- مشخصات مربوط به شتاب‌سنج

شماره شتاب‌سنج	B	N	k_c	K	ΔK	V
ADXL321	1.7%	0.0175	2	57	10%	320
QA3000	0.0067%	0.001	0	1.2	1%	70

www.SID.ir

Archive of SID

فرمول‌های شش درجه آزادی پرواز پرتابه

با وجود ضرایب نیرو، گشتاور و تراست موشک می‌توان حرکت موشک را شبیه‌سازی نمود و با ارسال فرامین به بالک‌های موشک مسیر حرکت را در راستای مسیر از پیش تعیین شده کنترل کرد. در شکل شماره ۴ حالت‌های شش درجه آزادی یک موشک نمایش داده شده و فرمول های (۱۲) تا (۲۰) آن را توصیف می کنند[۸-۷].

$$dw_x = qSd\frac{d}{2VI_{XX}}c_{lp}w_x + \frac{qSdc_{l\delta}}{I_{xx}}\delta_a \quad (۱۲)$$

$$dw_y = \alpha\frac{qSdc_{m\alpha}}{I_{yy}} + qSd\frac{d}{2VI_{yy}}c_{mq}w_y + \frac{qSdc_{m\delta}}{I_{yy}}\delta_e \quad (۱۳)$$

$$dw_{yz} = \beta\frac{qSdc_{n\beta}}{I_{zz}} + qSd\frac{d}{2VI_{zz}}c_{nr}w_z + \frac{qSdc_{n\delta}}{I_{zz}}\delta_r \quad (۱۴)$$

$$d\varphi = w_x \quad (۱۵)$$

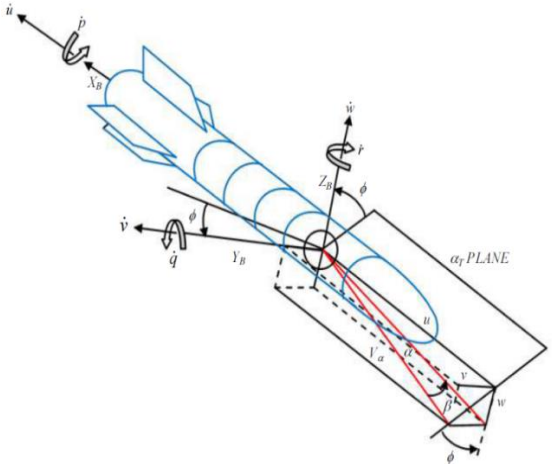
$$d\theta = w_y \quad (۱۶)$$

$$d\sigma = sec\theta_0 w_z \quad (۱۷)$$

$$m(dV_x + w_xV_z - w_zV_y) = T - qS(c_{x0} + c_{x\alpha}\alpha) - mqsin\theta \quad (۱۸)$$

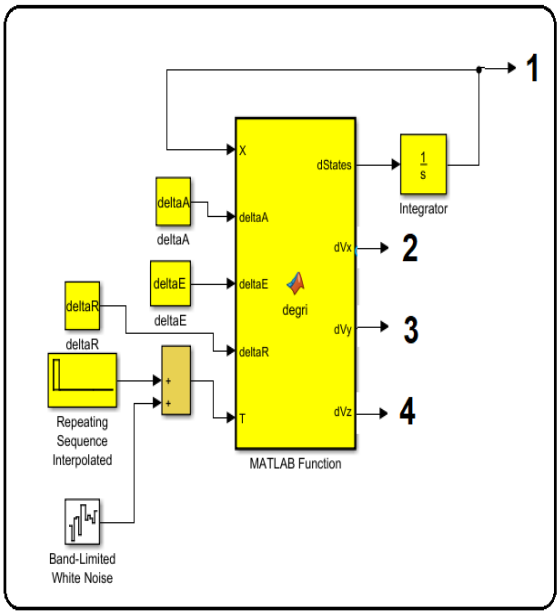
$$m(dV_y + w_zV_x - w_xV_z) = qS\left(c_{y\beta}\beta + c_{y\delta}\delta_r + c_{yr}w_z\frac{d}{2V}\right) + mqsin\theta cos\varphi \quad (۱۹)$$

$$m(dV_z + w_xV_y - w_yV_x) = qS\left(c_{z\alpha}\alpha + c_{z\delta}\delta_e + c_{zq}w_y\frac{d}{2V}\right) + mqcos\theta cos\varphi \quad (۲۰)$$



شکل۴- حالت‌های شش درجه آزادی موشک

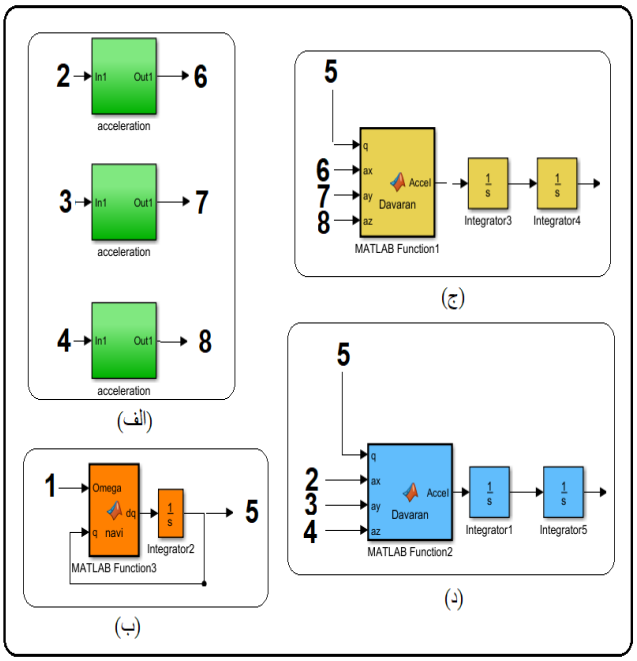
روابط ۱۲ تا ۲۰ در نرم افزار متلب با ضرایب آئرودینامیکی و پیشران نزدیک به موشک تاو مطابق شکل ۵ و ۶ شبیه‌سازی شد تا خطاهای مربوط به سنسورهای شتاب‌سنج دقیق‌تر بررسی گردد. شماتیک طراحی شده در شکل ۵ مربوط به فرمول‌های شش درجه آزادی موشک با استفاده از روابط بالا می‌باشد، خروجی این بلوک سرعت‌های زاویه‌ای و شتاب‌های حاصل از نیروی پیشران پرتابه در دستگاه بدنی است، بلوک‌های (الف) در شکل ۶ مربوط به سنسورهای شتاب است که شماتیک کامل آن در شکل ۳ آورده شده، این سنسورها شتاب‌های تولید شده در پرتابه را اندازه‌گیری می‌کنند، در بلوک (ب) در شکل ۵ با استفاده از سرعت‌های زاویه‌ای، ماتریس دوران کواترنیون تعیین می‌گردد، این ماتریس در بلوک‌های (ج) در شکل ۵ (که شتاب را از سنسورهای شتاب‌سنج می‌گیرد) و بلوک‌های (د) در شکل ۵ (که شتاب را بدون هیچ واسطه ای به صورت ایده‌ال از بلوک پرتابه دریافت می‌کند) جهت محاسبه ماتریس دوران بدنی به اینرسی استفاده می‌شود. با دو بار انتگرال‌گیری از شتاب‌های محاسبه شده به موقعیت پرتابه دست پیدا می‌کنیم. و در نهایت می‌توانیم موقعیت پرتابه را در دو حالت استفاده از سنسورهای شتاب‌سنج و حالت ایده‌ال به دست آورد و تاثیر خطای سنسور شتاب‌سنج در موقعیت نهایی پرتابه را مشاهده نمود.



شکل۵- شماتیک شبیه سازی ناوبری پرتابه در متلب

www.SID.ir

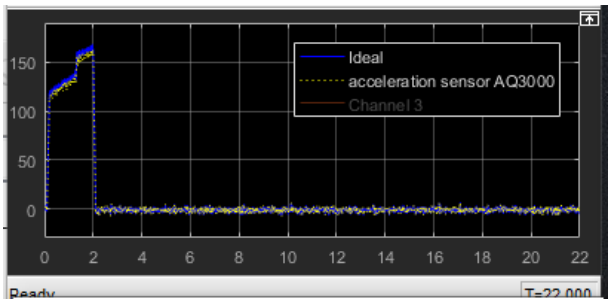
Archive of SID



شکل۶- شماتیک شبیه‌سازی سنسورها، ماتریس دوران و انتگرال‌گیری پرتابه در متلب

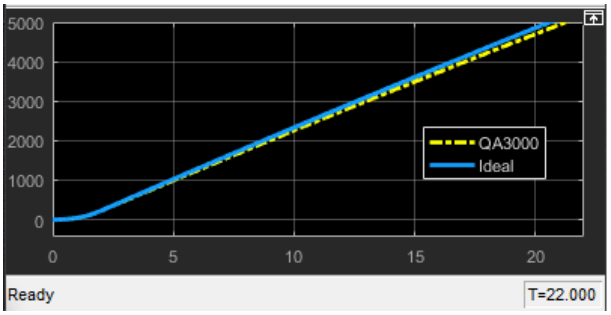
نتایج شبیه‌سازی خطای سنسورهای شتاب‌سنج با فرمول‌های حرکت موشک

مطابق شکل **۷** در زیر خروجی شتاب در محور x حاصل از نیروی پیشران پرتابه به دو صورت ایده‌ال (خط یکنواخت) و خروجی از شتاب سنج با شماره QA3000 (خط نقطه‌چین) نشان داده شده است.



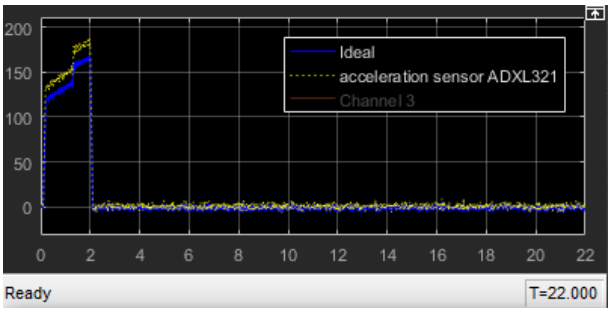
شکل۷- خروجی شتاب در محور x با QA3000

در شکل شماره **۸** با توجه به داشتن سرعت‌های زاویه‌ای و انجام تبدیل‌های ناوبری (که در شماتیک شبیه‌سازی ناوبری در بالا انجام شد) مسافت و مسیر طی شده موشک در جهت x برای هر دو حالت ذکر شده در بالا، محاسبه گردیده است.



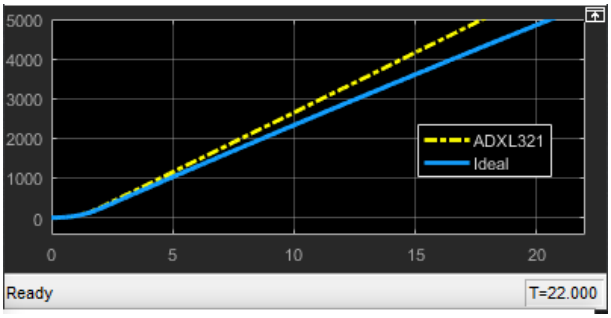
شکل۸- مسیر طی شده در محور x با QA3000

همانطور که ملاحظه می‌شود، شتاب‌سنج QA3000 که یک سنسور کلاسیکال از شرکت Honeywell USA می‌باشد، عملکرد خوبی از خود نشان داده است. در ادامه همین روند را با شتاب‌سنج ADXL321 که یک نمونه سنسور ارزان قیمت MEMS از کارخانه Analog Device می‌باشد را ادامه خواهیم داد. شکل شماره **۹** خروجی شتاب در محور x را نشان می‌دهد.



شکل۹- خروجی شتاب در محور x با ADXL321

در شکل شماره **۱۰** نیز مسافت و مسیر طی شده موشک در جهت x با هر دو حالت ذکر شده با سنسور شتاب‌سنج ADXL321 محاسبه شده است.



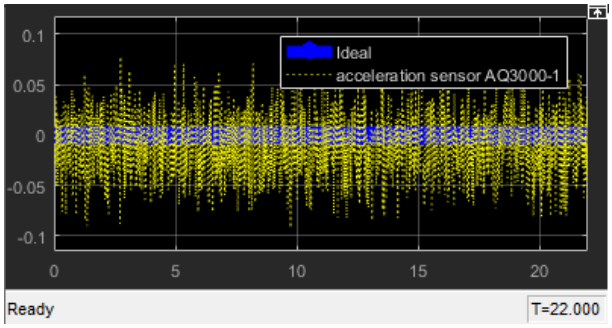
شکل۱۰- مسیر طی شده در محور x با ADXL321

همانطور که مشخص است خطای اندازه‌گیری در شتاب‌سنج ADXL321 در ناوبری و تعیین مسیر طی شده توسط موشک

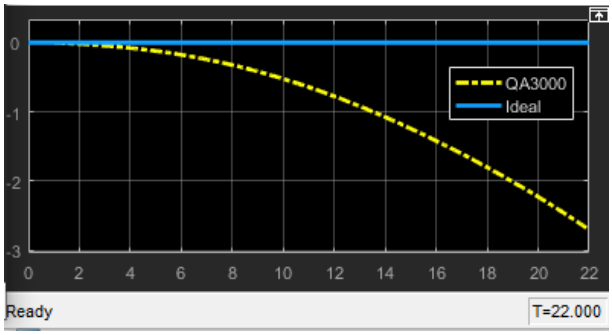
www.SID.ir

Archive of SID

خطای زیادی ایجاد کرده است که عملا" استفاده از آن در سیستم هدایت و ناوبری مورد نظر را غیر ممکن می‌کند. برای نشان دادن بهتر اختلاف عملکرد دو سنسور، نتایج شتاب و مسیر طی شده در محور y نیز در زیر نشان داده شده است. در ابتدا در شکل شماره ۱۱ و ۱۲ خروجی شتاب و مسیر طی شده در محور y برای شتاب‌سنج QA3000 آورده شده است.

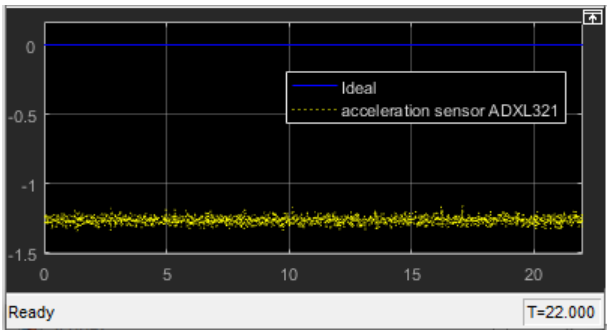


شکل۱۱- خروجی شتاب در محور y با QA3000

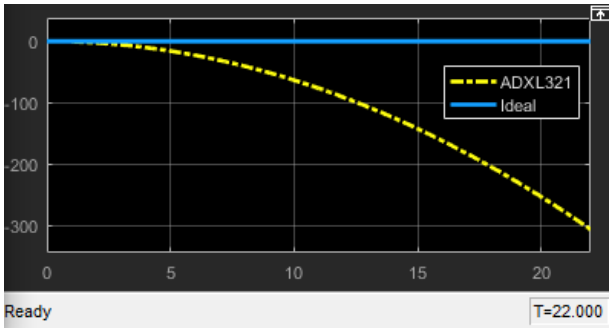


شکل۱۲- مسیر طی شده در محور y با QA3000

در ادامه همین روند را با شتاب‌سنج ADXL321 ادامه خواهیم داد. شکل شماره ۱۳ و ۱۴ خروجی شتاب و مسیر طی شده در محور y را نشان می‌دهد.



شکل۱۳- خروجی شتاب در محور y با ADXL321



شکل۱۴- مسیر طی شده در محور y با ADXL321

همانطور که از نتایج انتظار می‌رفت، شتاب‌سنج ADXL321 در محور y باعث خطای ناوبری به اندازه ۲۵۰ متر بعد از گذشت ۲۰ ثانیه شده است در حالی که خطای ناوبری شتاب‌سنج QA3000 ۲,۲ متر بوده است. نتایج نشان می‌دهد استفاده از یک سنسور با دقت بالا می‌توان نتایج هدایت FIRE & FORGET را با دقت قابل قبولی برای موشک تاو نتیجه بدهد.

در موشک‌های دور برد مانند موشک‌های کروز می‌توان از هدایت چند مرحله‌ای بهره برد (هدایت موشک با سیستم هدایت و ناوبری تا محدوده هدف و استفاده از یک دوربین در نوک موشک و لاک روی هدف بعد از مشاهده و استفاده از هدایت پردازش تصویر برای برخورد دقیق موشک به هدف). در این نوع از هدایت می توان از سنسور های دارای دقت پایین نیز بهره برد و با استفاده از اطلاعات GPS و فیلتر کالمن خطای ناوبری را کاهش داد. اما برای موشک کوتاه برد تاو بایستی با پذیرفتن محدودیت‌های موجود (حداکثر زمان شلیک ۲۰ ثانیه، عدم استفاده از جستجو گر در نوک موشک و....) با استفاده از سنسورهای دقیق به هدف مورد نظر رسید.

نتیجه‌گیری

به دلیل دقت بالا و کلاس کاری هوایی سنسور QA3000 و همچنین زمان نسبتا کوتاه پرواز پرتابه (حداکثر ۲۰ ثانیه)، احتمال اصابت موشک به اهداف ثابت در صورت قطع لیزر یا سیم هدایت و یا قطع هدایت توسط خلبان بطور موثر و احتمال بالا امکان پذیر می‌باشد. با استفاده از نتایج بالا به این جمع‌بندی می‌رسیم که با صرف هزینه کم می‌توان یکی از مهمترین ایرادهای پرتابه‌های کوتاه برد مانند موشک تاو، موشک کرنت و ... را با استفاده از تجهیز بالگرد به فاصله‌سنج لیزری و تجهیز

www.SID.ir

Archive of SID

موشک تاو به سیستم هدایت و ناوبری اینرسیایی برطرف یا به حداقل رساند، در موشک تاو برای هر پرتاب ۲۰ ثانیه زمان لازم است، در صورت تجهیز موشک تاو به سیستم هدایت و ناوبری ذکر شده، نرخ شلیک دیگر محدود نبوده و می‌توان یک منطقه خاص را با شلیک‌های پی‌درپی (بالگرد قابلیت حمل ۸ موشک را خواهد داشت) به صورت همزمان زیر آتش گرفت، این موضوع خطاهای ناوبری احتمالی را پوشش داده و احتمال انهدام اهداف بالاتر می رود.

منابع و مراجع

[۱] ص. پایخان، «تجربه بکارگیری موشک ضدزره تاو در دوران جنگ تحمیلی بوسیله بالگرد شکاری کبرا»، درمجموعه *مقالات اولین همایش سراسری موشک‌های هدایت شونده ضد زره*، تهران، ۱۳۷۹، ص ۲۵-۲۸.

[2] Jwo, D. J., Shih, J. H., Hsu, C. S., & Yu, K. L., *"development of a strapdown inertial navigation system simulation platform"*, Journal of Marine Science and Technology, Vol. 22, No. 3, pp. 381-391, 2014.

[3] Zhang, W., Ghogho, M., & Yuan, B., *"Mathematical model and matlab simulation of strapdown inertial navigation system"*, Hindawi Publishing Corporation, Modelling and Simulation in Engineering, Vol. 2012, Article ID 264537, pp. 1-25, 2012.

[4] Titterton, D., & Weston, J. *"Strapdown inertial navigation technology"*, (2nd Edition), Institution of Engineering and Technology, United Kigdom, 2004.

[5] Grigorie, T. L., Lungu, M., Raluca Edu, I., & Obreja, R. "Concepts for error modeling of iniatureaccelerometers used in inertial navigation systems" *annals of the university of craiova, electrical engineering* _series, no. 34,; issn_ 1842-4805, 2010.

[6] Grigorie, T. L., Jula, C. C. N., & Racuciu, C. *"Evaluation method of the sensors errors in an inertial navigation system", Wseas Transactions on Circuits and Systems*, issue 12, volume 7, december, issn: 1109-2734, 2008.

[7] Xu, Y., Wang, Z., & Gao, B. *"Six-degree-of-freedom digital simulations for missile guidance and control" college of mechatronic engineering, north university of china, taiyuan 030051, china*, received 17 march 2015; accepted 25 june, 2015.

[8] Kisabo, A. B. Adebimpe, A. F., Okwo, O. C., & Samuel, S. O. "*State-space modelling of a rocket for optimal control system design*" Aliyu Bhar Kisabo et al. / journal of aircraft and spacecraft technology, 2019.

www.SID.ir