

آنالیز منابع خطای رادار و پارامترهای تشخیص هدف با استفاده از روش مونت کارلو

حمید خالوزاده

استادیار گروه برق دانشگاه فردوسی مشهد

H_khaloozadeh@ferdowsi.um.ac.ir

علی کارساز

دانشجوی دکتری کنترل دانشگاه فردوسی مشهد

a_karsaz1@yahoo.com

نهایی، زمان روشن شدن جستجوگر تلویزیونی^۹ موشک و زاویه سمت داده شده به موشک محاسبه می شود.

واژه های کلیدی: شبیه سازی هدف، پارامترهای اندازه گیری هدف، آنالیز خطای موشک، سیستم کنترل آتش، احتمال اصابت FCS، خطای رادار.

۱-مقدمه

موشک مورد مطالعه در این تحقیق، به دسته خاصی از موشکها به نام شلیک کن - فراموش کن^{۱۰} تعلق دارد. بنابر این پس از شلیک موشک از ایستگاه مربوطه هیچ گونه دسترسی و کنترلی از خارج بر موشک وجود نداشته و تنها قبل از پرواز با توجه به وضعیت هدف مانند برد، سمت، کورس و سرعت آن، وضعیت و شرایط عوامل محیطی مانند باد، فشار، رطوبت و غیره، موقعیت پرواز حامل (که موشک بر روی آن قرار دارد) مانند رول^{۱۱}، پیچ^{۱۲}، یاو^{۱۳}، پس از حل یکسری از معادلات موسوم به معادلات اصابت پارامترهایی در موشک تنظیم می

چکیده: در این مقاله، به بررسی و تجزیه و تحلیل پارامترهای اندازه گیری هدف مانند برد^۱، سمت^۲، کورس^۳ و سرعت^۴ هدف به عنوان یک زیر سیستم تاثیر گذار بر احتمال اصابت^۵ (hp) نهائی موشک پرداخته می شود، در صورت حساسیت بالای سیستم به این عوامل و یا بزرگی هر کدام از خطاهای فوق ممکن است کاهش احتمال اصابت و در نهایت عدم موفقیت موشک در برخورد به هدف، اتفاق افتد.

این مقاله پس از معرفی لیست منابع خطا در یک مجموعه راداری از یک سیستم کنترل آتش^۶، به شبیه سازی های بکار رفته در برنامه آنالیز خطا پرداخته و در بخش آنالیز خطای پارامترهای اندازه گیری موقعیت و وضعیت هدف به روش به کار رفته در آنالیز خطا که بر اساس شبیه سازی اتفاقی^۷ و یا مونت کارلو^۸ است، پرداخته می شود، در نهایت میزان تاثیر خطاهای اندازه گیری پارامترهای هدف بر احتمال اصابت

¹ -Range

² -Heading

³ -Course

⁴ -Speed

⁵ -Hit Probability

⁶ - Fire Control System (FCS)

⁷ - Stochastic Simulation

⁸ - Monte Carlo Simulation

⁹ -TV Seeker

¹⁰ - Fire & Forget

¹¹ - Roll

¹² - Pitch

¹³ - Yaw

شود، این پارامترها عبارتند از ψ_m ، T_m ، رول و پیچ. پارامتر T_m به مدت زمانی پس از شلیک موشک اشاره دارد که جستجوگر تلویزیونی موشک روشن شده و به جستجوی هدف می پردازد. پس از پیدا کردن آن در صورت وجود اختلاف در زاویه سمت نسبت به هدف، به طرف هدف تغییر جهت می دهد، تا هدف را در مقابل خود ببیند. ψ_m سمت تصحیحی موشک می باشد.

پارامترهای اندازه گیری موقعیت هدف در محاسبات مدیرکنترل آتش موشک (MFCD)¹⁴ وارد می شوند. این پارامترها توسط رادار اندازه گیری می شوند و همراه خطاهای خاص خود بوده که در کاتالوگهای رادار ذکر می گردد.

۲- شناسائی منابع خطای مجموعه راداری

خطاها از حیث ماهیت به دسته بندیهای سیستماتیک و تصادفی و از حیث عوامل ایجاد کننده به خطاهای تجهیزات، اغتشاشات کنترل نشده و خطاهای دینامیکی تقسیم بندی می شوند [1]. کلیه خطاهایی که در یک مجموعه سنسوری سنجش پارامترهای هدف می تواند وجود داشته باشد را می توان به شکل زیر بیان نمود:

- ۱- خطای سنجش سمت هدف
- ۲- خطای سنجش برد هدف
- ۳- خطای ناشی از اینکدر رادار
- ۴- خطای نصب پایه آنتن رادار
- ۵- خطای ناشی از احتمال آشکارسازی
- ۶- خطای دینامیکی ناشی از موتور DC
- ۷- قابلیت تفکیک
- ۸- خطای تنظیم صفر آنتن رادار
- ۹- خطای ساخت آنتن رادار
- ۱۰- خطاهای مربوط به مدارات داخلی رادار
- ۱۱- خطای ناشی از وزش باد و تاثیر آن بر آنتن رادار
- ۱۲- خطای تراز سطح نصب رادار
- ۱۳- خطای مربوط به ارتعاشات حامل رادار

۱۴- خطای مربوط به شوکهای اعمالی به رادار

۱۵- خطای تاخیر در ارسال اطلاعات

۱۶- مربوط به بازه های زمانی ارسال و دریافت اطلاعات

۱۷- خطای سنجش سرعت هدف

۱۸- خطای سنجش کورس هدف

این عوامل همگی در برنامه کامل آنالیز خطا لحاظ شده اند و مقادیر آن از کاتالوگهای مربوطه استخراج شده است.

۳- شبیه سازی هدف و الگوریتم تخمین رادار

روشهای متعددی در شبیه سازی اهداف ارائه شده اند، که آنها را می توان به دو دسته شبیه سازی در مختصات قطبی و کارترین تقسیم نمود، آنچه در اکثر آنها مشترک است، شبیه سازی هدف در مدل های فضای حالت و با استفاده از قانون دوم نیوتن می باشد [2-5]. اگر چه این مقالات از حیث شبیه سازی هدف تشابهات زیادی دارند، ولی در زمینه پیاده سازی الگوریتمهای ردیابی و پیش بینی هدف تفاوت های بسیاری دارند و هر یک دارای نقاط قوت و ضعف خاصی می باشند، به خصوص زمانی که هدف دارای شتاب بوده و به اصطلاح مانور داشته باشد. در این مقاله به بیان فرمولهای مربوط به یکی از شبیه سازیهای هدف و پیش بینی آن که بویژه در مانورهای زیاد دارای قابلیت های زیادی است اشاره می شود. [6] مدل فضای حالت برای شبیه سازی اهداف بدون مانور به شکل زیر است:

$$X(n+1) = F(n)X(n) + G(n)w(n) \quad (1)$$

ماتریسهای F ، G در معادله (۱) به عنوان توابع معلوم فرض می شوند، F ماتریس انتقال و G ماتریس نویز سیستم رادار است، w نویز سیستم است و به شکل نویز سفید با واریانس σ_w^2 در نظر گرفته می شود

$$F = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} T^2/2 & T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & T^2/2 & T \end{bmatrix}^T$$

و بردار فضای حالت X را به شکل زیر داریم:

$$X = [x \quad \dot{x} \quad y \quad \dot{y}]^T$$

در این تحقیق فرض شده است هدف در یک مختصات دو بعدی مانند یک کشتی در یک صفحه دو بعدی در حال

۴- آنالیز خطا و احتمال اصابت

طراحان سیستم دفاع موشکی ناوگانهای دریائی، برای تقویت مکانیزم دفاع موشکی خود، در صدد تعیین خطاهای موشک و احتمال آشکار سازی جستجوگر موشک^{۱۶}، به عنوان دو عامل موثر بر احتمال اصابت نهائی موشک هستند. برای دست یابی به این منظور خطاهای موشک، جستجوگر موشک و رادار FCS را با واریانسها و میانگینهای مستقل و به شکل گوسی فرض نموده و با بهره گیری از مدلهای آماری میزان خطاهای مجاز رادار FCS را با توجه به سناریوهای مختلف موشکهای ضد کشتی تعیین می نمایند.[7]

مبحث بکارگیری روشهای تخمین حداقل واریانس برای آنالیز خطای یک موشک خاص با مدلسازی عوامل مختلف تاثیر گذار از جمله عوامل محیطی و اتمسفری به عنوان یک روش موثر در افزایش احتمال اصابت مورد مطالعه قرار گرفته است [8]. در تعیین احتمال اصابت نهائی موشک به دو روش تحلیلی^{۱۷} و دیگری روش شبیه سازی اتفاقی^{۱۸} می توان عمل نمود. با توجه به اینکه معادلات اصابت معادلات پیچیده و غیر خطی هستند و معادلات دینامیکی موشک نیز پیچیدگی خاص خود را دارند، لذا برای تحلیل تاثیرات این عوامل بر پارامترهای محاسبه شونده و تنظیم شونده در موشک از یک روش تحلیلی صریح نمی توان بهره برد. روش شبیه سازی اتفاقی و یا روش شبیه سازی مونت کارلو که مبتنی بر ورودیهای اتفاقی و تصادفی می باشد، بهترین روش بررسی و تحلیل در این موارد می باشد. این روش که مبتنی بر تکرار زیاد است، در مورد برنامه آنالیز خطا صورت پذیرفته است [9-10]. به این ترتیب که اطلاعات از سنسورهای مختلف که در سیستم کنترل آتش دخیلند، به کامپیوتر مرکزی ارسال شده و پارامترهای تنظیم شونده در موشک محاسبه شده و در موشک قرار می گیرند، سپس موشک شلیک شده و به میزان محاسبه شده تغییر سمت داده و در زمان محاسبه شده جستجوگر تلویزیونی موشک روشن می شود و این فرآیند

حرکت است. با استفاده از قوانین نیوتن حاکم بر حرکت و گسسته سازی، ماتریسهای F, G به صورت فوق به دست می آیند. معادله اندازه گیر به شکل زیر خواهد بود:

$$z(n) = H(n)X(n) + v(n) \quad (۲)$$

که در آن H ماتریس اندازه گیر و $v(n)$ نویز اندازه گیر رادار می باشد و به شکل گوسی باماتریس کواریانس خطای R در نظر گرفته می شود، و ماتریس H عبارتست از:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

در مدل با مانور نیز، شتاب به شکل یک جمله اضافه به معادله (۱) اعمال می گردد[4]

$$X(n+1) = FX(n) + Cu(n) + Gw(n) \quad (۳)$$

که در آن $u(n)$ بردار شتاب هدف می باشد حال فرض کنید $u(n)$ به عنوان یک بردار حالت جدید در نظر گرفته شود، و لذا معادله (۳) به یک مدل بدون مانور (۱) با معادلات حالت افزوده شده^{۱۵} به شکل زیر در می آید.

$$X_{Aug}(n+1) = F_{Aug} X(n) + G_{Aug} w(n) \quad (۴)$$

$$Z_{Aug}(n) = z(n+1) = H_{Aug}(n)X_{Aug}(n) + V_{Aug}(n)$$

که در آن

$$X_{Aug}(n) = [X(n) \quad u(n)]^T; F_{Aug} = \begin{bmatrix} F & C \\ 0 & I \end{bmatrix}; G_{Aug} = \begin{bmatrix} G \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$H_{Aug} = [HF \quad HC]; V_{Aug} = HGw(n) + v(n+1)$$

$$\Rightarrow R_{Aug} = E\{V_{Aug}(n)V_{Aug}^T(n)\}$$

$$= HGQG^T H^T + R$$

بنابراین می توان از فیلتر کالمن معمولی برای تخمین پارامترهای هدف استفاده نموده و پارامترهای موقعیت، سرعت و شتاب هدف را به شکل هم زمان تخمین زد.[6]

$$\hat{X}(N+1|N) = F(N)\hat{X}(N) + K(N+1)[z(N+1)$$

$$- H(N+1)F(N)\hat{X}(N|N)]$$

$$K(N+1) = \Sigma(N+1|N)H^T(N+1)R^{-1}(N+1)$$

$$\Sigma(N+1|N+1) = \Sigma(N+1|N) -$$

$$\Sigma(N+1|N)H^T(N+1)[R(N+1) + H(N+1)$$

$$\Sigma(N+1|N)H(N+1)^T]H(N+1)\Sigma(N+1)$$

$$\Sigma(N+1|N) = F(N)\Sigma(N|N)F^T(N)$$

$$+ G(N)Q(N)G^T(N)$$

$$\Sigma(0|0) = 0, \hat{X}(0|0) = 0$$

¹⁶ - Seeker Detection Probability

¹⁷ - Analytical Technique

¹⁸ - Stochastic Simulation

¹⁵ - Augmented State

برای نقاط مختلف با توجه به مدلسازی صورت گرفته در مورد هر خطا تکرار می گردد.

در این بخش کلیه شبیه سازیهای صورت پذیرفته از منابع خطای رادار و پیش بینی هدف در برنامه آنالیز خطا وارد و خروجیهای برنامه بازای اجراهای مختلف بدست می آید. در نهایت بازای هر نوع خطا ۲۰۰ مقدار برای T_m ، ψ_m ، رول و پیچ داشته و بر این اساس تابع توزیع احتمال، میانگین و واریانس این پارامترها (تنظیم شونده در موشک قبل از شلیک) بدست می آید. در این مرحله می توان میزان اثر هر خطا را در پارامترهای چهارگانه در موشک بدست آورده و آنرا رتبه بندی نمود.

بطور معکوس، با توجه به اینکه احتمال اصابت نهایی تابعی از پارامترهای چهارگانه تنظیم شونده در موشک (ψ_m, T_m) ، رول و پیچ) است، روش مونت کارلو را با اعمال ورودیهای اتفاقی برای این پارامترها اجرا کرده و برای داشتن احتمال برخورد موفق مثلاً ۹۵ درصد، واریانس و انحراف از مقادیر بدون خطا (بایاس) در هر یک از این چهار پارامتر را بدست آورد. برای رتبه بندی و تعیین سهم هر کدام از این پارامترهای چهار گانه در احتمال اصابت از معیار میانگین مربعات خطا^{۱۹} (mse) استفاده می شود: [11]

$$mse = E\{(X_i - X)^2\} \quad (6)$$

که در آن X_i پارامتر مورد نظر در تکرار i ام است و X مقدار این پارامتر است وقتی که کلیه خطاها صفر باشد. اگر فرمول بالا را به شکل زیر بنویسیم خواهیم داشت:

$$E\{(X_i - \hat{\mu} + \hat{\mu} - X)^2\} = E\{(X_i - \hat{\mu})^2\} + E\{(X - \hat{\mu})^2\} + 2E\{(X_i - \hat{\mu})(\hat{\mu} - X)\}$$

با توجه به اینکه $E\{(X_i - \hat{\mu})\} = 0$ است لذا داریم:

$$mse = E\{(X_i - X)^2\} = E\{(X_i - \hat{\mu})^2\} + E\{(X - \hat{\mu})^2\} = Var(X_i) + bias^2(X_i) \quad (7)$$

در این معیار هر دو پارامتر انحراف از میانگین و واریانس دخالت دارد. تابع احتمال اصابت نسبت به پارامتری که mse بالاتری را دارد حساسیت کمتری خواهد داشت. به این ترتیب

به ازاء خطا در محاسبه یک پارامتر از چهار پارامتر ورودی MFC مثلاً T_m کاهش احتمال اصابتی معادل Δhp_{T_m} را خواهیم داشت و این کار را برای سه پارامتر دیگر نیز انجام داده و کاهش احتمال اصابت در هر مورد محاسبه می شود. $(\Delta hp_{\psi_m}, \Delta hp_{\phi}, \Delta hp_{\theta})$.

با سعی و خطا در اجرای برنامه تلاش می شود که Δhp (در اینجا Δhp ها، ۰.۵٪ انتخاب شده اند) به ازاء کلیه خطاها (که بصورت جداگانه اعمال شده اند) یکسان گردند و لذا خواهیم داشت.

$$\Delta hp_{T_m} = \Delta hp_{\psi_m} = \Delta hp_{\phi} = \Delta hp_{\theta} \quad (8)$$

پس از اجرای برنامه mse ها به ازای پارامترهای چهارگانه فوق به شکل زیر رتبه بندی می شود:

$$mse_{\psi_m}(\Delta hp = 5\%) < mse_{T_m}(\Delta hp = 5\%) < mse_{\phi}(\Delta hp = 5\%) < mse_{\theta}(\Delta hp = 5\%) \quad (9)$$

با تعریف ضریب اهمیت^{۲۰} (IF) به شکل:

$$IF_x = \frac{\Delta hp_x}{mse_x} \quad (10)$$

با توجه به اینکه در اینجا Δhp ها برابر ۰.۵٪ انتخاب شده اند، وزن و اهمیت هر یک از این پارامترها برابر عکس mse های نظیر می باشد بنابراین:

$$IF_{\psi_m} > IF_{T_m} > IF_{\phi} > IF_{\theta} \quad (11)$$

میزان احتمال به شکل زیر قابل محاسبه است:

$$\Delta hp_T = IF_{T_m} * mse_{T_m} + IF_{\psi_m} * mse_{\psi_m} \quad (12)$$

در این صورت احتمال اصابت نهایی برابر است با:

$$hp = 100 - \Delta hp_T \quad (13)$$

در جدول (۲) میزان حساسیت تابع احتمال اصابت نسبت به هر یک از عوامل هیجده گانه خطا محاسبه و رتبه بندی شده است.

۵- نتایج شبیه سازی

جدول (۱) سناریوی مربوط به شلیک موشک (پارامترهای هدف و سایر پارامترهای لحظه شلیک موشک) را نشان می دهد. جدول (۲) نتایج اجرای برنامه آنالیز خطا و احتمال اصابت نهایی موشک که با استفاده از فرمول (۱۳) محاسبه

- [2] T. C. Wang , and P. K. Varshney, A Tracking Algorithm for Maneuvering Targets, IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems, Vol. 29, No. 3, 910-924. 1993.
- [3] Keche M, Harrison I, Adaptive Update Time Tracking Using Recursive Input Estimation, University of Nottingham United Kingdom, IEE 1997.
- [4] R. A. Singer, Estimating Optimal Tracking Filter Performance for Manned Maneuvering Targets, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, AES- 6, 473-483. 1970.
- [3] J. Korn, S. W. Gully, and A. S. Willsky, Application of the Generalized Likelihood Ratio Algorithm to Maneuver Detection and Estimation, Proceedings of the 1982 American Control Conference, 792-798. 1982.
- [4] F. C. Schweppe , Uncertain Dynamic Systems, Prentice-Hall. 1973.
- [5] Y. Bar Shalom, and K. Birmiwal, Variable Dimension Filter for Maneuvering Target Tracking, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, AES- 18, 621-628. 1982.
- [6] H. Khaloozadeh, and A. Karsaz, A Modified Algorithm based on Mixed Bayesian- Fisher Model for Target Maneuver Detection, International Conference on Communication, Computer and Control Technology (CCCT 2003), Florida, America 2003.
- [7] Li-Wei Fong, Jhu-Shi Dai, Cheng-Chiian Liu, Analysis and Design of Shipboard Defense Missile System via Statistical Error Approach, System Development Center, Republic of China.
- [8] Larry N. Lillard and Howard, Minimum Variance Missile Launch and Impact Estimation by Fusing Observations From Multiple Sensors. Ball Aerospace and Technologies Corporation, 1997 IEEE.
- [9] دکتر محسن رضائیان، قابلیت اطمینان سیستمهای مهندسی، دانشگاه صنعتی امیر کبیر، ۱۳۷۹.
- [10] Hammersley, I. M., Handscomb, D. C., Monte Carlo Methods, Wiley, 1964.
- [11] F. C. Schweppe, Uncertain Dynamic Systems, Prentice-Hall. 1973.

شده است نشان می دهد. نتایج به ترتیب درجه اهمیت (میزان Δhp) رتبه بندی شده اند. به عنوان مثال شکل (۱) برای تشریح چگونگی خروجیهای برنامه مربوط به ردیف اول جدول (۲)، آورده شده است، که تحلیل بر روی خطای اندازه گیری سمت هدف می باشد. شکل (1.a) محل اصابت موشک نسبت به هدف به ازای اجرای برنامه آنالیز خطا را نشان می دهد. چنانچه مشاهده می شود تمامی اصابتها جز برخی از آنها در نقاط نزدیک به هدف صورت پذیرفته و احتمال اصابت محاسبه شده از فرمول (۱۳) حدود ۹۵٪ است، در شکلهای (1.b, 1.c) زوایای سمت داده شده به موشک و هیستوگرام زوایای سمت داده شده به موشک آمده است، شکل (1.d) مسیرهای پرواز موشک و حرکت هدف را نسبت به یکدیگر نشان می دهد، شکلهای (1.e, 1.f) نیز زمانهای روشن شدن سیکر موشک و هیستوگرام زمان روشن شدن سیکر موشک را نشان می دهد.

۶- نتیجه گیری

در این مقاله با استفاده از روش مونت کارلو، بر روی سهم هر یک از خطاهای سیستم تشخیص اهداف راداری در پائین آوردن احتمال اصابت نهائی یک سیستم FCS خاص، مطالعه صورت پذیرفت. که نشان می دهد موثرترین پارامتر در این مجموعه مربوط به سمت اندازه گیری هدف توسط رادار می باشد.

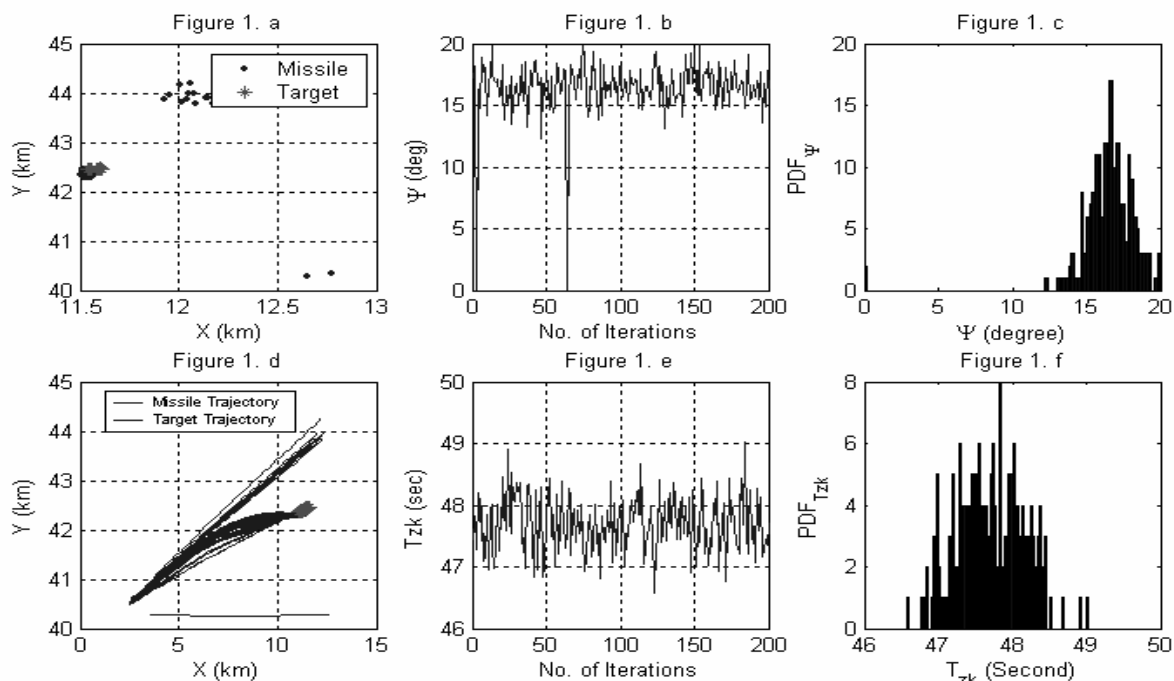
مراجع

- [1] جعفر حیرانی، "تحلیل و آنالیز خطا و بهینه سازی سیستم هدایت کنترل یک موشک زمین به هوا"، پروژه دکتری، استاد راهنما: دکتر مومنی، ۱۳۷۹

جدول ۱- سناریوی پرواز موشک					
پارامتر تنظیم شده	مقدار پارامتر	پارامتر تنظیم شده	مقدار پارامتر	پارامتر تنظیم شده	مقدار پارامتر
ارتفاع پرواز حامل (m)	900	برد هدف (km)	38.44	سرعت وزش باد (km/h)	8.5
زاویه سمت پرواز حامل (deg)	10	سمت هدف (deg)	13.0023	جهت وزش باد (deg)	100
زاویه رول پرواز حامل (deg)	3	کورس هدف (deg)	13.0023	فشار هوا (mbar)	1009
زاویه پیچ پرواز حامل (deg)	-2	سرعت هدف (km/h)	35.979	دمای هوا (C)	32.437

جدول ۲- مقایسه و ارزیابی نتایج تاثیر منابع خطای رادار و پارامترهای تشخیص هدف بر احتمال اصابت موشک

احتمال اصابت	زاویه چرخش موشک ψ_m			زمان روشن شدن سیکر موشک T_m			میزان خطا	پارامترهای خطا
$hp\%$	mse_{ψ_q}	σ_{ψ_q} (deg)	$bias_{\psi_q}$	$mse_{T_{zk}}$	$\sigma_{T_{zk}}$ (sec)	$bias_{T_{zk}}$	rms^{21}	
95.488	6.404	2.42	0.74	2.6984	1.22	1.10	0.6 deg	۱- سنچس سمت در رادار
97.653	2.92	0.19	1.7	6.76	.038	2.6	350 m	۲- سنچس برد در رادار
98.901	1.2725	0.25	1.1	4.50	0.3	2.1	3 m/s	۳- سنچس سرعت هدف توسط رادار
99.181	0.7489	.33	.8	6.012	0.23	0.85	5 deg	۴- سنچس کورس هدف توسط رادار
99.431	0.8302	0.9	0.1423	0.0389	0.17	0.1	0.1 deg	۵- خطای تنظیم صفر آنتن رادار
99.549	0.6574	0.8	0.132	0.0377	0.16	0.11	2g 9ms	۶- خطای مربوط به ارتعاشات حامل
99.640	0.5248	0.72	0.08	0.0181	0.1	0.09	0.01 deg	۷- خطای نصب پایه آنتن رادار
99.70	0.4289	0.65	0.08	0.0410	0.17	0.11	200 ms	۸- خطای تاخیر در ارسال اطلاعات
99.715	0.4158	0.64	0.079	0.0125	0.05	0.1	0.05 deg	۹- خطای ناشی از اینکدر رادار
99.879	0.17	0.4	0.1	0.0884	0.22	0.2	99 %	۱۰- خطای ناشی از احتمال آشکارسازی
99.910	0.121	0.33	0.11	0.13	0.3	0.2	.03 deg	۱۱- خطای دینامیکی ناشی از موتور DC
99.914	0.0554	0.23	0.05	0.9344	0.4	0.88	1.5 deg, 100m	۱۲- قابلیت تفکیک
99.990	0.0125	0.11	0.02	0.0265	0.11	0.12	0.005 deg	۱۳- خطای ساخت آنتن رادار
99.995	0.0029	0.05	0.02	0.0544	0.12	0.2	5-10 μ sec	۱۴- خطاهای مربوط به مدارات داخلی
99.995	0.0017	0.04	0.01	0.0829	0.1	0.27	0.033 deg	۱۵- خطای ناشی از وزش باد
99.995	0.001	0.03	0.01	0.0743	0.08	0.26	0.02 deg	۱۶- خطای تراز سطح نصب رادار
99.996	0.0000	0.02	0.02	0.0481	0.09	0.2	20g	۱۷- خطای مربوط به شوکها به رادار
99.996	0.0000	0.01	0.01	0.0625	0.2	0.15	50 ms	۱۸- خطای مربوط به تاخیر اطلاعات



شکل ۱: (a) محل اصابت موشک نسبت به هدف. (b,c) زوایای سمت داده شده به موشک و هیستوگرام مربوطه. (d) مسیرهای پرواز موشک و حرکت هدف. (e,f) زمانهای روشن شدن سیکر موشک و هیستوگرام مربوطه