

## مدلسازی و اصلاح مقطع عرضی رادار (RCS) با استفاده از الگوریتم ژنتیک

امیر کشانی فرد، فرهاد مصری نژاد\*

گروه مکترونیک، واحد شهر مجلسی، دانشگاه آزاد اسلامی، مجلسی (اصفهان)، ایران

### چکیده

پیشرفت سیستم های الکترونیکی و مخابراتی بر کسی پوشیده نیست. گستره ی این سیستم ها تا بدان جا پیش رفته است که کسی نمی تواند اهمیت آنها را در زندگی روزمره و کارهای حساس انکار نماید، چراکه امروزه کاربرد این سیستم ها را می توان از ساده ترین نوع آنها مانند سیستم های حفاظتی (مانند دزدگیر اتوموبیل و ...) تا سیستم های الکترونیکی پیشرفته درک نمود. از جمله ی این کاربرد ها در سیستم های نظامی است به نحوی که امروزه عملکرد این ادوات به نحوی پیشرفت نموده است که بشر را به سمت جنگ الکترونیک سوق داده است. در این بین کسی در این جنگ پیروز است که دارای سیستم هایی با دقت، سرعت و قدرت بیشتر باشد. در طراحی سیستم های موشکی جدید و پیچیده، شبیه سازی باید واقع گرا و سریع باشد. واقع گرا بودن مدل های هدف به اندازه ی واقع گرا بودن مدل موشک حائز اهمیت است ولی اغلب نادیده گرفته می شود. روشهای موجود برای خلق مدل های هدف واقع گرا به منابع محاسباتی قابل توجهی نیاز دارد. این پایان نامه مشکل استفاده از منابع محدود برای ایجاد مدل های هدف واقع گرا جهت درگیری شبیه سازی شده با موشک های دارای رادار هدایت را مشخص میکند. مدل های تولید شده دارای دقت بالا و انجام سریع مراحل هستند. مدل های واقع گرا برای بررسی اثرات صحت هدف بر عملکرد موشک مورد استفاده قرار میگیرند. در پایان یک مدل هدف واقع گرا در تحقیقی امکان پذیر برای بررسی امکان استفاده از نور (تلالو هدف) برای تشخیص مانور هدف مورد استفاده قرار میگیرد. نور هدف به عنوان یک پارامتر در سیستم های موشکی مرسوم در نظر گرفته میشود و برای کاهش تاثیرات آن روی کارایی دنبال کردن، فیلتر میشود. استفاده از نور برای ردیابی مسیر مانور هدف یک گزینه ی جایگزین ارزان و جدید برای تکنیک های نوری که در حال حاضر در حال پیشرفت هستند، فراهم می کند. تحقیقات امکان پذیر نشان دادند که ردیابی مسیر مانور هدف با استفاده از نور میتواند به سرعت تکنیکهای نوری و بسیار قابل اطمینان باشد.

واژه های کلیدی: مدلسازی، رادار، الگوریتم ژنتیک

## ۱- مقدمه

پیشرفت سیستم های الکترونیکی و مخابراتی بر کسی پوشیده نیست. گستره ی این سیستم ها تا بدان جا پیش رفته است که کسی نمی تواند اهمیت آنها را در زندگی روزمره و کارهای حساس انکار نماید، چراکه امروزه کاربرد این سیستم ها را می توان از ساده ترین نوع آنها مانند سیستم های حفاظتی (مانند دزدگیر اتوموبیل و ...) تا سیستم های الکترونیکی پیشرفته درک نمود. از جمله ی این کاربرد ها در سیستم های نظامی است به نحوی که امروزه عملکرد این ادوات به نحوی پیشرفت نموده است که بشر را به سمت جنگ الکترونیک سوق داده است. در این بین کسی در این جنگ پیروز است که دارای سیستم هایی با دقت، سرعت و قدرت بیشتر باشد.

در طراحی سیستم های موشکی جدید و پیچیده، شبیه سازی باید واقع گرا و سریع باشد. واقع گرا بودن مدلهای هدف به اندازه ی واقع گرا بودن مدل موشک حائز اهمیت است ولی اغلب نادیده گرفته میشود. روشهای موجود برای خلق مدل های هدف واقع گرا به منابع محاسباتی قابل توجهی نیاز دارد. این پایان نامه مشکل استفاده از منابع محدود برای ایجاد مدل های هدف واقع گرا جهت درگیری شبیه سازی شده با موشک های دارای رادار هدایت را مشخص میکند. مدل های تولید شده دارای دقت بالا و انجام سریع مراحل هستند.

مدلهای واقع گرا برای بررسی اثرات صحت هدف بر عملکرد موشک مورد استفاده قرار میگیرند.

اگر هدف به صورت ثابت مانور کند، الگوریتم های دنبال کردن هدف به بهترین شکل عمل میکنند. هر گونه تغییر به معنی این است که الگوریتم دنبال کردن در ابتدا باید تشخیص دهد که هدف مسیر را تغییر داده است. سپس جزئیات مسیر را تجدید کند [2,3]. تغییر نشانه ای داده شود که هدف مسیر خود را تغییر می دهد، الگوریتم هدایت می تواند اصلاح شود. نور هدف (بخش ۶) تخمین موشک از شتاب هدف را تحت تاثیر قرار میدهد و معمولا به عنوان یک پارازیت با آن رفتار میشود. این امکان وجود دارد که از نور هدف برای دادن نشانه ای از تغییرات سریع وضعیت هدف استفاده گردد. مانند ارتفاع گرفتن قبل از پچیدن. سپس میتواند یک هشدار مانور فرار به موشک داده شود. به منظور تست کردن این امکان، یک محیط شبیه سازی شده احتیاج است تا اجازه دهد تاثیرات نور روی موشک دیده شود. بیشتر مدل های راهنما با هدف به عنوان منبعی ایده آل رفتار می کنند و پارازیت متعادل یا متعادل کننده ی ثابت به تخمین شتاب اضافه می کنند (برای مثال [4,5]). مدل های پیچیده تر پارازیت رنگی به تخمین شتاب اضافه میکنند. (برای مثال [6,7,8]). این مدل ها، بیشتر به واقعیت نزدیک هستند ولی خطاها به موشک و حرکت هدف وابسته نیستند بنابراین تاثیرات نوری درستی تولید نمی کنند. مساله ی اصلی که در این پایان نامه بیان شده است، تولید مدل های هدفی است که بتوان از آنها برای تولید مقطع عرضی رادار نزدیک به واقعیت برای هر زاویه ای استفاده کرد. نیازمندیهای زیر باید توسط مدل بر آورده گردد:

- ۱- سرعت پردازش: مدل، هزاران بار در هر شبیه سازی استفاده میشود. اگر الگوریتم های ژنتیک یا شبکه های عصبی مصنوعی در طول فرآیند طراحی سیستم راهنما استفاده گردد، هزاران تکرار انجام خواهد شد.
- ۲- دقت بالا: در بعضی شرایط ممکن است مطلوب باشد که هدف ارائه ی یک خودروی بخصوص باشد.
- ۳- کیفیت تصویر بالا: اشعه های نوری که دیده میشود باید کمتر از ۰.۱ یک عرض درجه باشند. اشعه های باریک مهم میشوند اگر میزان نسبی چرخش زاویه (بین هدف و موشک) کم باشد کیفیت تصویر مدل به طور مثال باید حداقل  $1/200$  درجه باشد تا نوسانات نور مدل دقیق باشد.
- ۴- همبستگی: دامنه ی برگشت امواج رادار باید با فاز امواج برگشتی همبستگی داشته باشند تا تاثیرات نوری نزدیک به واقعیت را به رادار جستجوکننده ی هدف بدهد.
- ۵- تجهیزات ذخیره سازی کم: باید تمام مدل را در حافظه ی فیزیکی ماشین نگه داشت تا از استفاده ی بیش از اندازه جلوگیری شود.

نیاز های حافظه و پردازش باید برای **desktop PC** های نوعی مناسب باشد. فرضیات زیر در نظر گرفته می شود:

- ۱- هدف یک بدنه ی صلب دارد که در مانور خم نمیشود.

۲- رادار موج پیوسته است یا اینکه پالس هایی را که در مقایسه با هدف طویل هستند به کار میگیرد. هر پالس رادار همه ی هدف را روشن میکند که اجازه میدهد اندازه گیری متوسط مقطع عرضی رادار به درستی به جای ترکیب کردن محدوده ی برش عمودی تصویر انجام شود.

هنگامیکه یک مدل نزدیک به واقعیت تولید شد، آزمایشاتی برای بررسی تاثیرات بر دقت، در هنگام درگیری باید انجام شود بنابراین مدل نزدیک به واقعیت تضمین می شود. سپس فرضیه دنبال کردن نور هدف میتواند تست گردد.

## ۲- طرح مساله و کار موجود

جهت کمینه کردن زمانهای شبیه سازی، باید مدل هایی با کمترین تعداد پراکنده ساز استفاده شود. ما اغلب مدلی برای یک ارائه ی دقیق از یک هدف خاص نیاز داریم. تعداد پراکنده سازها در مدل باید در برابر دقت یا صحت ارائه مبادله شود. اگر پراکنده سازهایی از مدل با صحت بالا برداشته شوند، مشخصه های فاز و دامنه ی پراکنده سازهای باقیمانده میتواند جهت تقریب زدن هدف اصلی تنظیم گردد. این تنظیم پروسه ی **least square fitting** محدود که در پیوست **D** شرح داده شده است حاصل شود. تعیین کمیت صحت مشکل است. تابع هزینه ی تعیین شده در معادله ی ۳.۱ برای نشان دادن اختلاف بین دو الگوی مقطع عرضی رادار مفید است. متاسفانه، هدف های مختلف مشخصه های متفاوت داشته و توابع هزینه ی آنها مرتبط نیست. اندازه های آماری مانند تستهای آماری **Mann-whitney** و **Kolmogorov-Smirnov** یک مقیاس مناسب اگرچه تاحدی نویزی بدست می دهند که مستقل از توزیع و اندازه ی مقطع عرضی رادار است. کار پیشین بر صحت مقطع عرضی رادار نشان داد که امکان دارد که تعداد پراکنده سازها را کاهش داد در حالیکه الگوی مقطع عرضی رادار هیچ تغییر چشمگیری نکند [61]. اثرات مدل صحت کاهش یافته بر فاصله ی خطای موشک ناشناخته است. مساله، اثبات این است که چگونه مدل های بعید میتواند کاهش یابد قبل از اینکه توزیع فاصله ی خطای تکرار بطور چشمگیری متفاوت با آنچه که با هدف اصلی دیده میشود باشد.

## روش آزمایشی

برای اینکه هر آنالیز آماری قابل اطمینان شود، هدف باید احتمالاً بر  $4\pi$  steradians آنالیز شود. برای دست یابی به این پوشش، موشک های ترکیبی به سمت هدف ثابت از طریق نقاط شروع تصادفی بر یک کره آتش میکنند. برای اثبات اثرات صحت موشک، آزمایشات تکراری موشک در برابر هدف های کاهش یافته اجرا می شود. فرضیه ی زیر برای هر یک از مدل های کاهش یافته تست گردید.

فرضیه نول (**Null**):  $H_0$ : مدل کاهش یافته، فاصله خطاهای موشک مشابهی با مدل مرجع ایجاد میکند.

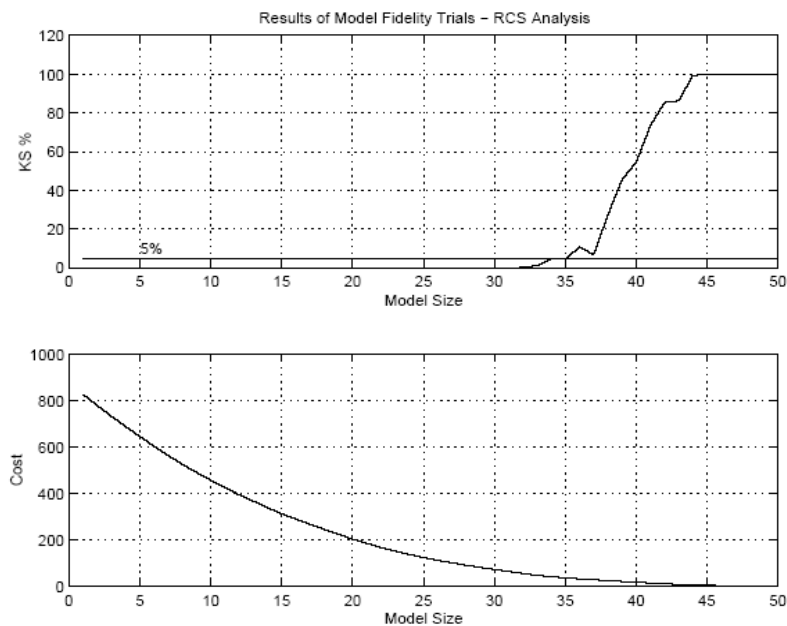
فرضیه تناوبی (**Alternative**):  $H_1$ : مدلها فاصله خطاهای مختلفی ایجاد میکنند. برای هر مدل، ۱۰۰۰ تکرار هر یک از نقطه شروع انتخابی تصادفی اجرا شد. یک محدوده ی **5Km** ی برای تمام اصابت ها انتخاب شد. این محدوده بطور چشمگیری جهت کمینه کردن اثرات هدف بر خطاهای نور (تلالو) دور است اما زمان اجرای کوتاهی را برای شبیه سازی حفظ میکند. ۱۰۰۰ تکرار جهت بدست آوردن نتایج آماری خوب اما با یک پردازش کلی قابل قبول انجام شد. هر آزمایش برای مدل از یک موقعیت انتخابی تصادفی آغاز شد. دو مجموعه دیتای مرجع تولید گردید، یکی برای مدل پنجاه نقطه و یکی برای مدل ۱۰۰۰ نقطه. هر مجموعه از دیتا نتایج فاصله خطای ۱۰۰۰ تکرار را در بر گرفت. دو تست آماری در دیتای آزمایشی برای هر یک از سایزها و انواع مدل اجرا شد. هر تست مجموعه ی مناسبی از دیتای مرجع را با مجموعه دیتای تکرار بررسی شده مقایسه نمود. تست آماری **Kolmogorov-Smirnov** توزیع یک جفت از مجموعه های دیتا را مقایسه میکند. تست در  $\alpha = 0.05$  برای رد  $H_0$  بکار رفت. تست، تست وسایل بوده و همچنین در سطح  $\alpha = 0.05$  بکار میرود. هر دو تست در پیوست **D** تشریح گردیده است.

## تولید مدل کاهش یافته

مدل های صحت کاهش یافته برای تکرار ها از مدل های هزار نقطه و پنجاه نقطه ی توصیف شده در پیوست B بدست آمد . روش کاهش تکراری ( بخش ۳.۲ ) برای تولید سریع مجموعه ای از مدل های کاهش یافته مورد استفاده قرار گرفت . این مجموعه برای درک الگوریتم ژنتیک توصیف شده در فصل ۳ مورد استفاده قرار گرفت . پوشش  $4\pi$  steradian کاملی برای تکرار موشک لازم است . الگوی انعکاس هدف مرجع تولید شده از ۱۰۰۰ نمونه در موقعیت های تصادفی ایجاد شده با استفاده از معادله ی ۴.۳۱ بکار رفت . این معادله پوشش یکنواختی از هدف ها را بدست میدهد .

ضرایب پراکنده ساز ها در مدل های کاهش یافته با استفاده از پروسه ی حداقل مربعات محدود مناسب گردید . **1000 azimuth** و دیتای ارزیابی برای تولید الگوی انعکاس مرجع و همچنین در مناسب سازی هر مدل کاهش یافته مورد استفاده قرار گرفت . ۱۰۰۰ نقطه ی استفاده شده می تواند تقریبی برای مقطع عرضی رادار  $4\pi$  steradian واقعی بدست دهد . با استفاده از نقاط بیشتر ، دقت بهبود خواهد یافت اما در یک افزایش سریع محاسبات کامپیوتری . سه ساختار توصیف شده در بخش **E.3** میتواند برای کاهش بردن (**burden**) پردازش الگوریتم ژنتیک توسط ذخیره سازی کروموزم های از پیش تولید شده و قصد جلوگیری از محاسبات تکراری غیر ضروری استفاده گردد .

بهرحال مجموعه ی **Pareto** نهایی از نتایج نمیتواند برای مجموعه ای از ۱۰۰۰ نقطه تکرار انتخابی ، بهینه ی واقعی باشد . به الگوریتم اجازه دهید تا برای مدت طولانی تری که ممکن است مجموعه ی مدل های کاهش یافته را بهبود بخشد اما با افزایش هزینه ی محاسباتی ، اجرا شود . اگر یک مجموعه ی متفاوت از نقاط بر آنچه که مطابق با الگوی انعکاس هدف است ، انتخاب شود ممکن است مجموعه ی متفاوتی از مدل ها بدست آید . شکل ۵.۱ نتایج کاهش مدل ۵۰ نقطه را نشان می دهد . پلات بالایی ، سطوح مهمی از **Kolmogorov-Smirnov** را توسط مقایسه ی مقطع عرضی رادار مدل های کاهش یافته با مدل اصلی نشان می دهد .

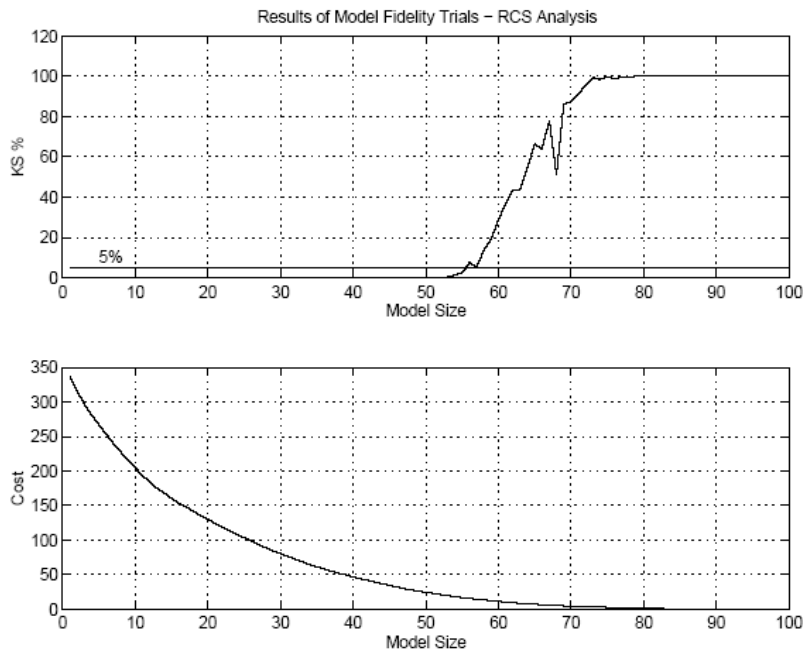


شکل ۵-۱ : نتایج کاهش مدل ۵۰ نقطه برای تکرار های صحت

در اینجا ، اهمیت خطای پلات شده در مقابل سایز مدل با محدودیت 5% در یک گراف ترسیم شده است . بخش هایی از منحنی که در زیر خط متناظر با  $H_0$  است رد میشود ، یعنی مقاطع عرضی راداری که مشابه نیستند . با انجام تست فرضیه در  $\alpha = 0.05$  ، کوچکترین مدلی که در آن  $H_0$  فرضیه پذیرفته شده است ، ۳۶ پراکنده ساز خارج ۵۰ دارد . پایین ترین پلات ،

خطای مربع میانگین را بین هر الگوی مقطع عرضی مدل کاهش یافته و الگوی مرجع نشان می دهد. ( معادله ۳.۱). شکل ۵.۲ نتایج کاهش مدل ۱۰۰ نقطه را نشان میدهد. مدلی با پراکنده سازهای موقعیت یافته به صورت تصادفی جهت بدست دادن یک حوزه ی فیزیکی مشابه برای مدل ۵۰ نقطه، ایجاد شد. جالب است بدانیم که کمترین سایز مدلی که در آن  $H_0$  فرضیه پذیرفته شده است ۵۶ پراکنده ساز خارج از ۱۰۰ دارد. اختلاف در نرخ کاهش احتمالا بعلت ساختار هواپیما مانند مدل ۵۰ نقطه است. از مقایسه ی پلات های تابع هزینه ی شکل ۵.۱ و ۵.۲ واضحستکه خطای میانگین مربع، یک معیار خوب برای صحت نیست چراکه مقیاس منحنی ها وابسته به الگوهای مختلف مقطع عرضی رادار است.

شکل ۲-۵: نتایج کاهش مدل ۱۰۰ نقطه برای تکرار های صحت



آزمایشی برای نورراری موارد زیر لازم است:

- ۱- اگر موشک تحت تاثیر ساختار هدف باشد.
- ۲- فاکتور کاهش که بتواند قبل از اینکه صحت هدف به خطر بیافتد بکار گرفته شود
- ۳- اگر  $\alpha = 0.9$ ، سطح استفاده شده در پروسه ی فیتینگ مدل، مدلی با صحت بالا را تضمین خواهد کرد. موقعیت شروع برای موشک بصورت تصادفی انتخاب میشود. موشک از محدوده ی 5Km به سمت هدف ثابت آتش خواهد کرد. جدول ۱-۵ پیکره بندی موشک بکار رفته در این تکرار را نشان می دهد. دو آزمایش انجام می شود:
  - ۱- ۱۰۰۰ تکرار موشک در برابر هر یک از مدل های بدست آمده از هدف ۵۰ نقطه ای.
  - ۲- ۱۰۰۰ تکرار موشک در برابر هر یک از مدل های با یک تعداد زوج از پراکنده سازها، بدست آمده از هدف ۱۰۰ نقطه ای. فقط مدل های با سایز زوج جهت نگه داشتن پردازش کلی در محدودیت های قابل قبول استفاده می شود. مجموعاً ۱۰۰۰۰ تکرار برای تکمیل آزمایشات نیاز است.

Parameter	Value
Source power, $\mathcal{S}$	100W
Target detection range, $R_N$	10km
Seeker type	Amplitude Comparison
Frequency	10 Ghz
Beam-width, $\alpha$	3°

جدول ۱-۵: پیکره بندی موشک برای تکرار های صحت.

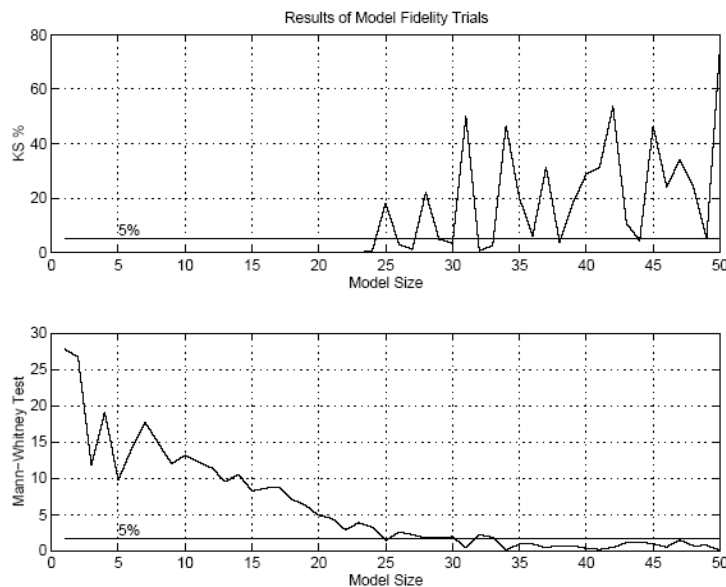
## نتایج آزمایش

جدول ۵.۲ نتایج آزمایشات را خلاصه میکند. شکل ۵.۳ نتایج مقایسات فاصله خطای تکرار را برای مدل های بدست آمده از مدل ۵۰ نقطه نشان میدهد (آزمایش a). پلات بالایی اهمیت Kolmogorov-Smirnov را در مقابل سایز مدل با محدودیت 5%، ترسیم شده در گراف را نشان میدهد. بخش هایی از منحنی که زیر خط متناظر با  $H_0$  است رد میشود یعنی فاصله خطا هایی که مشابه نیستند. تریس پایینی، شکل خطای Mann-Whitney در برابر سایز مدل با محدودیت 5% ترسیم شده در گراف را نشان میدهد. بخش هایی از منحنی که بالای خط متناظر با است رد میشود یعنی فاصله خطاهایی که مشابه نیستند. هر دو تست موافق با این بودند که مدل های کوچکتر که  $H_0$  در آنها پذیرفته شده است، ۲۵ پراکنده ساز دارند.

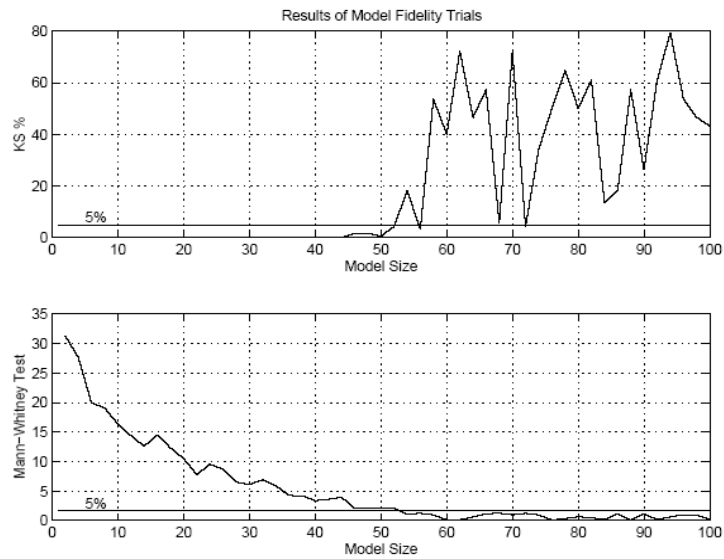
Parameter	Experiment a	Experiment b
Number of trials	50,000	50,000
Reference model	50-point	100-point
Minimum $H_0$ K-S accept (RCS)	36 scatterers	56 scatterers
Minimum $H_0$ K-S accept (Miss Dist)	25 scatterers	54 scatterers
Minimum $H_0$ M-W accept (Miss Dist)	25 scatterers	54 scatterers

جدول ۵-۲: نتایج آزمایشات صحت هدف

شکل ۵-۴ نتایج مقایسه ی فاصله خطا را برای مدل های بدست آمده از مدل ۱۰۰ نقطه ای (آزمایش b) نشان میدهد. پلات بالایی اهمیت Kolmogorov-Smirnov را در برابر سایز مدل و تریس پایینی شکل خطای Mann-Whitney را در مقابل سایز مدل نشان میدهد. هر دو تست موافق با این بود که کوچکترین مدلی که  $H_0$  در آن پذیرفته میشود، ۵۴ پراکنده ساز دارد.



شکل ۵-۳: نتایج آزمایش a از تکرارهای صحت (مدل ۵۰ نقطه ای)

شکل ۴-۵: نتایج آزمایش **b** از تکرارهای صحت (مدل ۱۰۰ نقطه ای)

### مشخصه های نویز سیگنال خطای محور یابی

نویز در سیگنال خطای محور یابی از دو مولفه ی اصلی تشکیل شده است :

- **نویز آنتن** : سطوح نویز آنتن دیده شده در سیگنال خطای محوریابی با کاهش محدوده کاهش می یابند ولی به مقطع عرضی رادار هدف نیز مربوط هستند. بیشتر نویز بصورت حرارتی تولید می شود و دارای توزیع گوسی است. نویز آنتن در محدوده ی متوسط و طویل ، منبع غالب است.

- **نور هدف**: این نویز بشدت غیرگوسی است و به نرخ نسبی چرخش مماسی بین هدف و موشک مربوط است. از این نویز برای آشکارسازی مانور استفاده می شود. نویز نور هدف در اثر تغییرات در محدوده نیز رخ می دهد. این نور محدوده ای اساسا در محدوده های کوتاه رخ می دهد و یک منبع غالب در چند کیلومتر نهایی درگیری است. این مکانیسم ها و روش های محسوب شده برای نویز قبلا توضیح داده شده اند. نویز ایجاد شده توسط اندازه گیری های شمارشی خارج از بحث این مطالعه است .

نویز آنتن

نویز آنتن ترکیبی از نویز کانال، نویز دریافت کننده و نویز حرارتی در طبقات پردازش سیگنال است. این نویز تقریبا گوسی است و سیگنال هر آنتن ممکن است بصورت  $N(\mu, k^2)$  تعریف شود، که  $\mu$  میانگین سیگنال و  $k^2$  واریانس نویز است. واریانس نویز، یعنی  $k^2$  ، مشخصه ی موشک است و اساسا در تمام درگیری ثابت باقی می ماند. تقریب  $k$  ممکن است از روی مشخصات عملکردی موشک محاسبه شود. معادله ی ۶.۱ این محاسبه را بیان می کند، که سطح  $k$  نویز RMS طوری تنظیم می شود تا نسبت سیگنال به نویز واحد از انعکاس دریافتی را در محدوده ی  $R_N$  متر در برابر  $1m^2$  هدف نتیجه دهد. توان منبع موشک که با  $S$  مشخص می شود، نرمالیزه می شود تا آنتنی با بهره ی واحد ایجاد کند.

$$k = \frac{\sqrt{S}}{4\pi R_N^2} \quad (6.1)$$

بعنوان بخشی از پردازش سیگنال خطای محوریابی، جمع و تفاضل چهار آنتن دریافت کننده در هد جستجوگر شکل می گیرد. اگر جستجوگر هم محور با هدف باشد، کانال تفاضلی فقط تابعی از نویز آنتن خواهد بود. معادلات ۶.۲ و ۶.۳ توابع نویز سیگنال های تفاضلی و مجموع را نشان می دهند، که  $Z$  بیانگر دامنه ی سیگنال انعکاسی از کانال مجموع است.

$$d = N(0, 4k^2) \quad (6.2)$$

$$s = N(z, 4k^2) \quad (6.3)$$

نسبت تک پالس می تواند از روی سیگنال های تفاضلی و مجموع تقریب زده شود. معادله ی ۶.۴ تقریب استفاده شده برای تقسیم دو سیگنال نویز گوسی را نشان می دهد. این معادله بصورت تجربی بدست آمده است و جزئیات آن بعدا در ضمیمه ی **F** بیان می شود.

$$\frac{N(\mu_1, v_1)}{N(\mu_2, v_2)} \approx N\left(\frac{\mu_1}{\mu_2}, \frac{\mu_1^2 v_2 + \mu_2^2 v_1 + v_1 v_2}{\mu_2^2 (\mu_2^2 + v_2)}\right) \quad (6.4)$$

بکارگیری معادله ی ۶.۴ نتیجه ای را حاصل می کند که در معادله ی ۶.۵ نشان داده شده است.

$$\frac{d}{s} \approx N\left(0, \frac{4k^2}{z^2}\right) \quad (6.5)$$

برای تک پالس مقایسه ی فاز، بخش موهومی نسبت تک پالس استخراج می شود. با توجه به مدل نویز در معادله ی ۴.۱۸ تاثیرات بر روی نویز در معادله ی ۶.۶ نتیجه می شود

$$\Im\left(\frac{d}{s}\right) \approx N\left(0, \frac{2k^2}{z^2}\right) \quad (6.6)$$

اگر تعداد کمی از نمونه های سیگنال مجموع و خطای محور یابی در نظر گرفته شود، (در این مطالعه ۱۰ عدد)، مقطع عرضی میانگین رادار، یعنی  $\mathbf{z}$ ، می تواند از روی میانگین سیگنال مجموع، یعنی  $\bar{\mathbf{s}}$ ، تقریب زده شود. بنابراین نویز آنتن می تواند همانطور که در معادله ۶.۷ نشان داده شده است تقریب زده شود، که در این حالت سیگنال ها بردارهای کوتاهی از نمونه ها را بیان می کنند. معادله ۶.۷ می تواند به تک پالس مقایسه ای دامنه در جایکه قسمت حقیقی تفاضل مختلط بجای بخش حقیقی استفاده می شود، بصورت زیر اعمال شود.

$$\mathbf{N}_b = N(0, k^2) \approx \frac{\bar{\mathbf{s}}}{\sqrt{2}} \Im\left(\frac{\mathbf{d}}{\mathbf{s}}\right) \quad (6.7)$$

مجموعه ی نمونه های  $\mathbf{N}_b$  می تواند با استفاده از معادله ی ۶.۸ نرمالیزه شود تا  $\hat{\mathbf{B}}$  ایجاد شود، که تقریبی از سیگنال خطای محور یابی با جزء نویز آنتن با میانگین صفر و واریانس واحد است.

$$\hat{\mathbf{B}} \approx \frac{\mathbf{N}_b - \bar{\mathbf{N}}_b}{k} \quad (6.8)$$

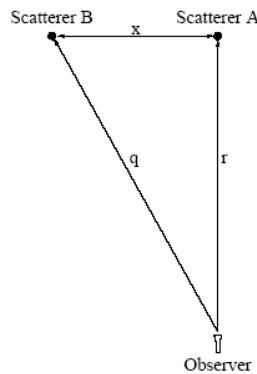
انحراف استاندارد  $\hat{\mathbf{B}}$  می تواند اکنون مانیتور شود. تاثیرات نویز آنتن که اکنون برای محدوده و مقطع عرضی رادار می تواند تصحیح شود، باید بین دو محدوده انحراف استاندارد برای ۹۵٪ زمان قرار بگیرد. احتمال دارد که هر سیگنالی خارج از این محدوده، نور باشد. اگر آشکار ساز مانور تصحیح شده ی بیشتری ایجاد شود، تحلیل نظری تنها تقریب می زند و نیاز دارد تا ایجاد شود. تعداد بهینه ی نمونه ها برای استفاده ناشناخته است. نمونه های بیشتر ممکن است آشکارسازی مانور را تاخیر دهند و نمونه های کمتر شانس آشکارسازی نادرست را افزایش خواهند داد.

نور هدف

نور پالس آرتیفکت پردازش تک پالس است و بیانگر خطای موقعیتی معلوم هدف است. تاثیرات پردازش تک پالس پیش از این در قسمت ۴.۳.۲ بیان شده اند. اسپایک های نور بشدت با الگوی مقطع عرضی رادار هدف همبسته هستند و در اغلب مواقع در هنگامی که دامنه ی مقطع عرضی رادار کم می شود اتفاق می افتد. اثر آن طوری است که سیگنال در کانال مجموع سر



جستجوگر بسیار کوچک می شود و سیگنال خطای محور یابی به وضعیت تقسیم بر صفر نزدیک می شود. رخداد کاهش های دامنه ی مقطع عرضی رادار در اثر انعکاس های بازگشتی از پراکنده سازها خارج از فاز می شوند و در دریافت کننده حذف می شوند. نور هدف مربوط به چرخش و محدوده ی هدف است. در موشک های **homing** ناوبری تناسبی، نرخ صفر چرخش خط دید حفظ می شود. بنابراین اسپایک های نور ایجاد شده در اثر چرخش تنها باید در طی مانور رخ دهند. در شکل ۶.۱ آنتن جستجوگر مستقیماً در جهت پراکنده کننده ی **A** قرار می گیرد ولی انعکاس ها را از هر دو پراکنده کننده ها دریافت می کند. اگر پراکنده کننده ها اندازه ی دامنه ی یکسانی در محدوده های بسیار طویل داشته باشند، فاصله ی **r** تقریباً برابر با فاصله ی **q** خواهد بود. درحالتیکه محدوده کاهش یابد، فاصله ی **q** باید بصورت  $q = \sqrt{r^2 + x^2}$  بیان شود. هنگامیکه اختلاف بین **r** و **q** نصف طول موج باشد، پراکنده کننده ها حذف می شوند، و اسپایک نور را ایجاد می کنند. این نوع نویز وابسته به محدوده است و نور- محدوده ای نام می گیرد. اگر به جستجوگرهای فعال علاقه مند باشیم، فاصله ای که رادار بصورت پالس بر انعکاس (pulse/echo) طی می کند دو برابر محدوده تا پراکنده کننده است. معادله ی ۶.۹ جزئیات حالت بیشترین اسپایک نور را بیان می کند.



شکل ۶-۱: آرایش پراکنده کننده برای محاسبات نور

$$2q - 2r = \frac{\lambda}{2}$$

$$\sqrt{r^2 + x^2} - r = \frac{\lambda}{4}$$

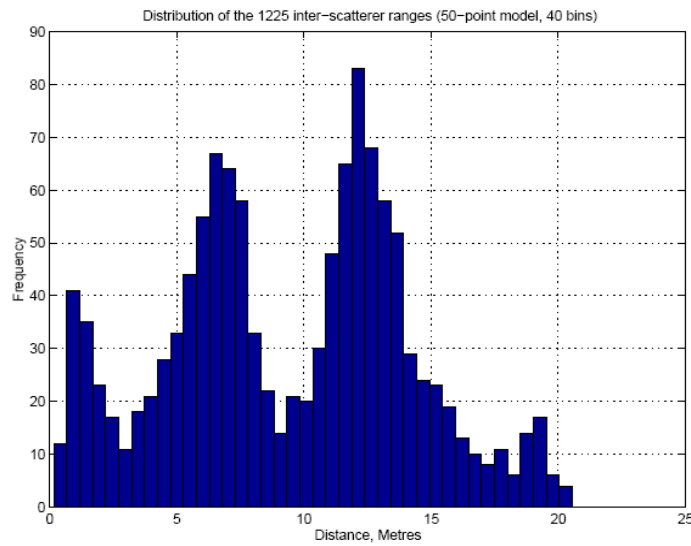
$$x^2 = \left(\frac{\lambda}{4}\right)^2 + \frac{\lambda r}{2}$$

$$r = 2 \frac{\left(\left(\frac{\lambda}{4}\right)^2 + x^2\right)}{\lambda} \quad (6.9)$$

اگر  $\left(\frac{\lambda}{4}\right)^2$  در مقایسه با  $x^2$  در فرکانس ها و فواصل مورد نظر خیلی کوچک باشد، محدوده ی بیشینه می تواند بصورتی که در معادله ی ۶.۱۰ نشان داده شده است ساده سازی شود.

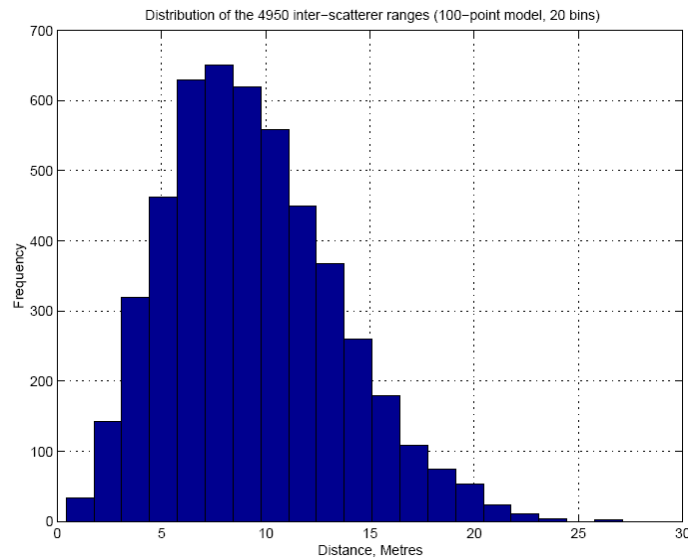
$$r = 2 \frac{x^2}{\lambda} \quad (6.10)$$

برای مدل یک پراکنده کننده ی **n** نقطه ای،  $n(n-1)/2$  فاصله ی بین پراکنده کننده ای ممکن وجود دارد. شکل ۶.۲ هیستوگرام توزیع ۱۲۵۵ فاصله ی بین پراکنده کننده ای مربوط به مدل ۵۰ نقطه ای را که در ضمیمه **B** جزئیات آن آمده است، نشان می دهد.



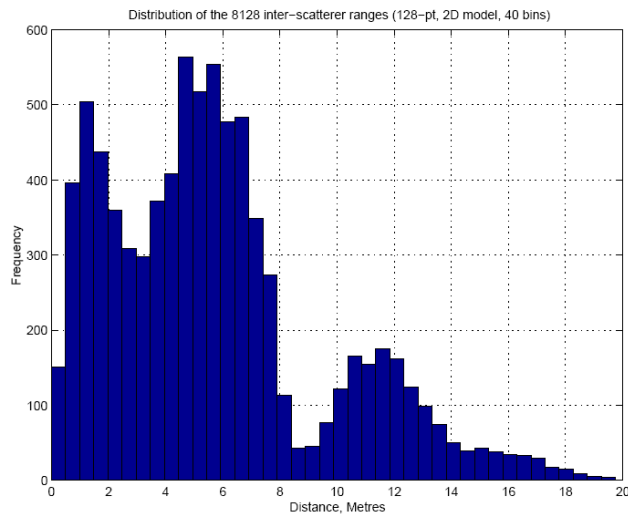
شکل ۶-۲ : هیستوگرام فواصل بین پراکنده کننده ای (مدل ۵۰ نقطه ای واقعی)

برای مقایسه، شکل ۶.۳ هیستوگرام توزیع ۴۹۵۰ فاصله بین پراکنده کننده ای مربوط به مدل ۱۰۰ نقطه ای را که جزئیات آن در ضمیمه ی B آورده شده است، را نشان می دهد. پراکنده کننده ها در مدل ۱۰۰ نقطه ای بصورت تصادفی توزیع شده اند. هیستوگرام فاصله ای تنها یک پیک دارد. برای تعیین در حالتیکه چندین پیک در هیستوگرام مدل ۵۰ نقطه ای، مشخصه ی شکل هدف باشند، مدل ۱۲۸ نقطه ای تولید شده از روی دیتای حقیقی دو بعدی در فصل ۳ بررسی شده است.



شکل ۶-۳ : هیستوگرام فواصل بین پراکنده کننده ای (مدل تصادفی ۱۰۰ نقطه ای)

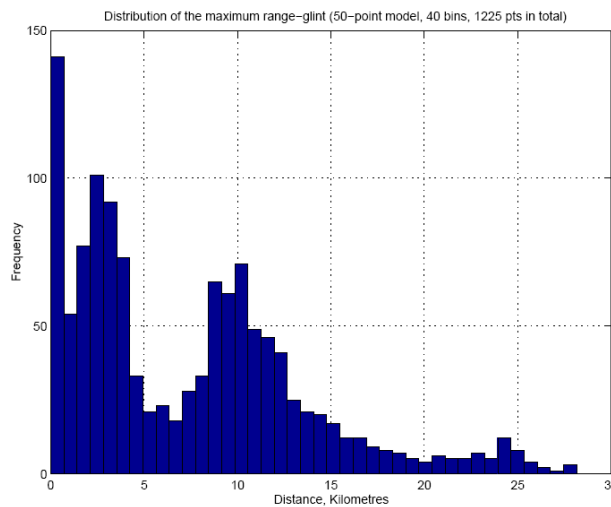
شکل ۶.۴ هیستوگرام توزیع ۸۱۲۸ فاصله های بین پراکنده کننده ای مربوط به مدل ۱۲۸ نقطه ای تولید شده از دیتای دوبعدی حقیقی را نشان می دهد. پیک های متعدد بطور واضح معلوم هستند و موقعیت های آن ها بخوبی با پیک های موجود در شکل ۶.۲ مشابه هستند. بطور واضح ساختار هدف برای تولید هدف های واقعی مهم است. اختلاف در اندازه های پیک احتمالاً در اثر دیتای حقیقی است که فقط دوبعدی شده است و بر روی یک محدوده ی زاویه ای باریک فیت شده است.



شکل ۴-۶ : هیستوگرام فواصل بین پراکنده کننده ای (مدل دوبعدی ۱۲۸ نقطه ای)

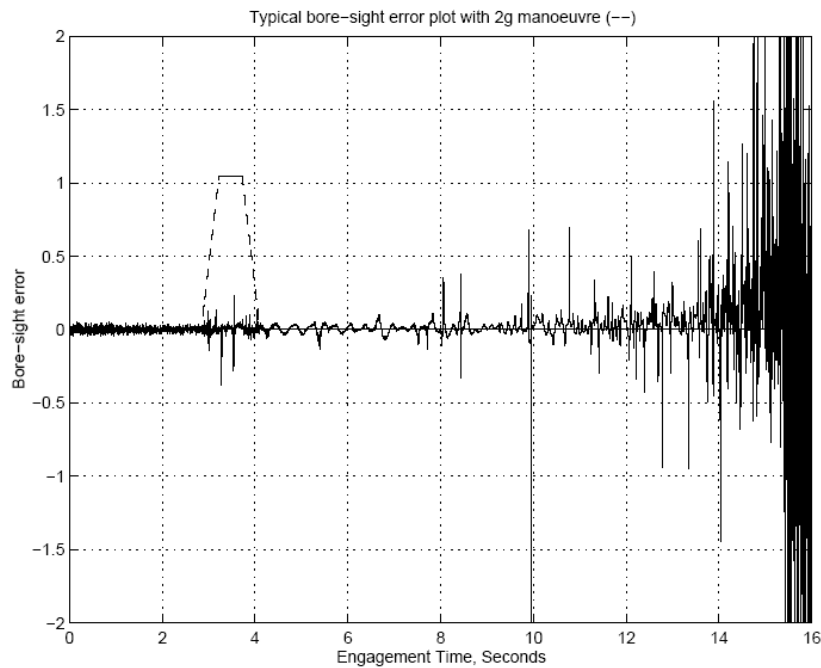
شکل ۶.۵ هیستوگرام فاصله ی بیشینه را برای اسپایک های نور- محدودی ای مربوط به فواصل بین پراکنده کننده ای نشان داده شده در شکل ۶.۲ را نشان می دهد. پس پیکهای چندگانه یک مشخصه ی برجسته از توزیع هستند. در نتیجه، در اینجا یک افزایش غیر منتظره در فرکانس اسپایکهای نور بعثت تغییر محدوده در حدود ۱۰ کیلومتر داریم. هدف ۵۰ نقطه ای دارای یک **wing span** (فاصله ی بین دو بال در حالت گستردگی کامل) دوازده متری است. اهداف کوچکتر توزیعات نور- محدوده ای کوتاه تری را تولید می کنند. در عمل، آنتن هیچوقت بطور دقیق در جهت پراکنده کننده قرار نمی گیرد. فاصله های **r** و **q** در معادله ی ۶.۹ در حالتیکه آنتن بین پراکنده کننده ها قرار می گیرد، بیشتر شبیه می شوند. بنابراین محدوده ای که هر اسپایک در آن رخ خواهد داد، بطور جزئی کاهش می یابد. بنابراین در عمل، توزیع نشان داده شده در شکل ۶.۵ پیوسته خواهد بود. سر جستجوگر استفاده شده در این بررسی دارای زمان نمونه ۲ میلی ثانیه است. این نرخ نمونه برای دیدن صعود و نزول هر اسپایک نور ایجاد شده در اثر چرخش هدف بسیار آهسته است.

اسپایک های نور از مانور بصورت نویز باند پهن سطح بالا بر روی سیگنال خطای محور یابی ظاهر می شوند. اسپایک های نور- محدوده ای بتهایی در محدوده ی متوسط رخ می دهند، که فرکانس آن اسپایک ها با کاهش محدوده افزایش می یابد. این برای اسپایک های نور- محدوده ای امکانپذیر است که بر روی نمونه های زیادی گسترش یابند.

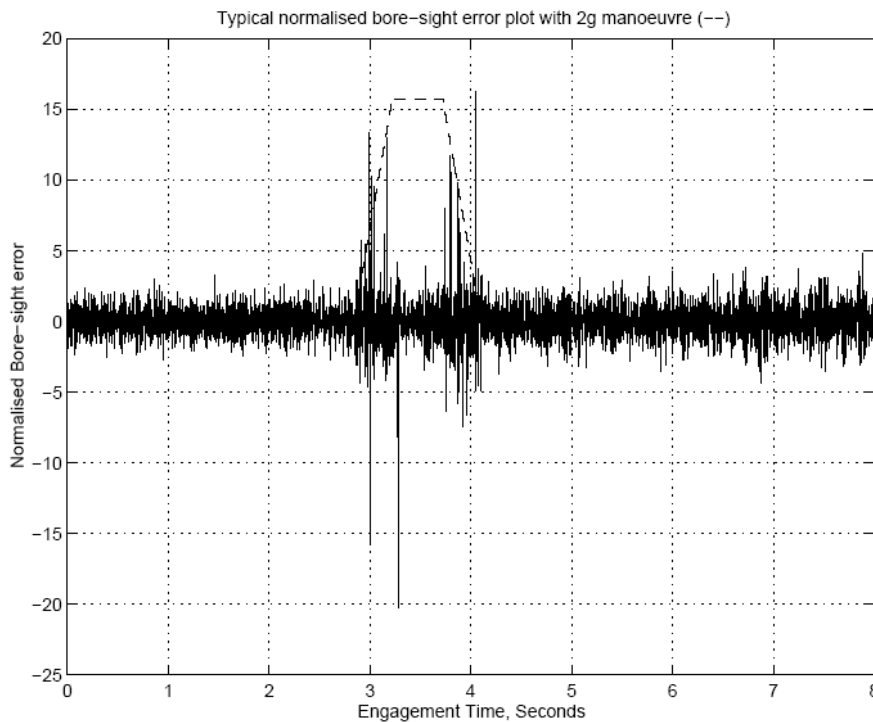


شکل ۵-۶ : هیستوگرام فاصله های بیشینه ی نور- محدوده ای

این اثر می تواند بر روی انحراف استاندارد  $\hat{B}$  تاثیر گذارد و سبب فعال سازی اشتباه آشکارساز مانور شود. برای مقابله کردن با این سیگنال های فرکانس پایین، انحراف استاندارد نسخه ی بالاگذر فیلتر شده ی  $\hat{B}$  نیز مانیتور می شود. فیلتر شدن بالاگذر به آسانی با مشتق گیری از  $\hat{B}$ ، یعنی بصورت  $\frac{d\hat{B}}{dt}$ ، صورت می گیرد. مشاهدات اشاره بر این دارند که انحراف استاندارد  $\frac{d\hat{B}}{dt}$  تقریباً دو برابر  $B$  است ( با فرض  $dt=1$  ). این نتیجه تجربی برای استفاده در آشکارساز منطق فازی کافی می باشد. شکل ۶.۶ شامل یک مانور هماهنگ  $2g$  است که ۱.۳ ثانیه بطول می انجامد. اسپایک های نور حداکثر، در سیگنال خطای محور یابی برای کمک به خوانایی (legibility) به  $\pm 2$  می رسد. مانور با خط چین بر روی نمودار نشان داده شده است، و قسمت های شیب دار پررنگ ها را درحالتیکه هدف banking می شود نشان می دهند. شکل های ۶.۷ . ۶.۸ نمودارهای  $\hat{B}$  و  $\frac{d\hat{B}}{dt}$  را بترتیب برای هشت ثانیه ی اول درگیری نشان می دهند. مانور کاملاً در این شکل ها واضح است .



شکل ۶-۶: نمودار خطای محوریابی نوعی (درگیری ۱۰ کیلومتری)



شکل ۶-۷: نمودار خطای محوریابی نرمال شده ی شکل ۶-۶

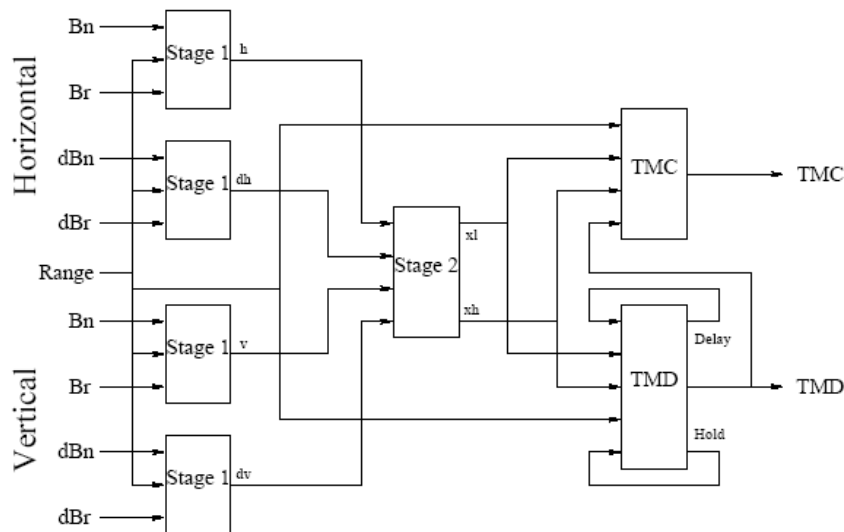
پیشنهاد شده است که جهت تریگر کردن آشکار ساز مانور، انحراف استاندارد  $\hat{B}$  و  $\frac{dB}{dt}$  باید بزرگ باشد (تقریباً ۲ برابر یا بیشتر برای  $\hat{B}$  و تقریباً ۴ برابر یا بیشتر برای  $\frac{dB}{dt}$ ، برای شمول 95%). جستجوگر، سیگنالهایی هم برای خطای افقی و هم برای خطای عمودی تولید میکند. یک سیگنال مهم در هر دو کانال باید آشکار ساز مانور را تریپ دهد. در محدوده های متوسط و کوتاه در اینجا باید تاخیر کمی بین اولین اسپایک نور آشکار شده و انحراف سیگنال تشخیص مانور وجود داشته باشد. نمایش مانور باید فقط اگر اسپایک های نور هنوز در انتهای دوره ی تاخیر حضور دارند تولید شوند. تاخیر، جلوگیری اسپایک های نور محدوده ی منفرد را از سبب شدن آلام های غلط در خرج یک تاخیر **turn off** افزایش یافته کمک میکند. در محدوده های طولانی، اسپایک های نور مانور ممکن است در سائز کوچک ولی با اشغال فضای وسیع باشند بنابراین فقط یک تاخیر بسیار کوتاه باید استفاده گردد. یکبار که مانور تشخیص داده میشود، آشکار ساز مانور باید قادر باشد فاصله های کوچک بین اسپایک ها را پوشش دهد. زمانیکه آشکارساز فعال میشود، یک انحراف استاندارد بزرگ از  $\hat{B}$  و  $\frac{dB}{dt}$  برای نگهداری سیگنال تشخیص کافی خواهد بود. در چند کیلومتر آخر درگیری، سطح سیگنال خطای محوریابی نرمالیزه شده،  $\hat{B}$  برای نور محدوده ای که سبب تریگر کردن غلط آشکارساز مانور می گردد، بسیار مستعد میشود. خوشبختانه سطوح نور بعلت یک مانور در این ناحیه بسیار بزرگ است. ثابت شده است که انحراف استاندارد سیگنال خطای محوریابی خام، مستقیماً با یک بهره ی مناسب جهت آوردن سیگنالهای نور مانور در محدوده ی انحراف استاندارد تقریباً ۳ استفاده میگردد. نیاز است این بهره با کاهش محدوده، جهت به حساب آمدن برای سطوح نور در حال افزایش، کاهش یابد. نوعاً سطوح سیگنال ممکن است در ۳ ثانیه ی آخر درگیری نشان داده شده در شکل ۶.۶ دیده شود. در درگیری استفاده شده برای ایجاد شکل ۶.۶، موشک قادر به بازیابی از مانور نبود و ۱۱۷ متر در هدف گیری اشتباه کرد.

ساختار آشکارساز مانور

از آنجاکه فقط یک تحقیق امکان پذیری در تشخیص مانور هدف با استفاده از نور اجرا میشود ، یک روش منطق فازی برای سرعت بخشیدن به توسعه و تسهیل اتخاذ میگردد . منطق فازی یک روش مناسب برای نگاشت دیتای ورودی در یک فضای خروجی جدید است . فرم نگاشت ذاتا توسط توابع عضویت استفاده شده جهت فازی سازی دیتای ورودی ، مجموعه ای از نتایج که توابع خروجی فعال را تعیین میکند و شکل توابع خروجی ، کنترل میشود . یک توصیف عالی از منطق فازی در *MATLAB Fuzzy Logic Toolbox Manual* ارائه شده است . [82]

مفهوم

آشکارساز مانور از ۴ نوع مدول سیستم استنباط منطق فازی ساخته شده است . شکل ۶.۹ نشان می دهد که چگونه مدول ها اتصال داخلی میشوند . توابع ۴ مدول به صورت زیر است .



شکل ۶-۹: بلوک دیاگرام آشکارساز مانور منطق فازی

۱. مرحله ۱:

این مدول مشخصه های وابسته به محدوده ی سیگنال های خطای محوری را بر می دارد . سیگنالهای  $B_n$  و  $B_r$  ، به ترتیب انحراف استاندارد سیگنال های خطای محوری خام و نرمالیزه را نشان می دهد . در محدوده های بلند ، سیگنال های نرمالیزه شده مستقیما عبور میکنند . در محدوده های کوتاه ، سیگنال های خطای خام از طریق یک بهره ی وابسته به محدوده ایجاد میشوند .

۲. مرحله ۲:

این مدول ، ۴ سیگنال انحراف استاندارد پردازش شده را برای مولفه های افقی نرمال ، افقی تفاضلی ، عمودی نرمال و عمودی تفاضلی ترکیب میکند . دو سیگنال تولید میشود . اولی ،  $xl$  وقتی فعال میشود که تمام سیگنال ها **low** باشند . دومی ،  $xh$  وقتی فعال میشود که هم سیگنال افقی و هم سیگنال عمودی **large** باشند .

۳. TMD:

مدول آشکار ساز مانور ، سیگنال های فعال سازی مرحله ی ۲ را برای تهیه ی سیگنال آشکارسازی مانور استفاده میکند . توابع نگه دارنده ی تشخیص و تاخیر تریگر با استفاده از یک حلقه ی فیدبک وضعیت برای هر تابع به کار گرفته میشوند . زمان های **hold** (توقف) و تاخیر وابسته به محدوده هستند .

۴. TMC:

این مدول ، نمایشی از سیگنال تشخیص مانور را فراهم میکند . وقتی توابع تاخیر یا **hold** عمل میکنند ، سیگنال های مدول مرحله ی ۲ ممکن است خروجی آشکار ساز مانور را رد کنند . بنابر این سیگنال های اطمینان نیز باید **low** باشند . سطح

اطمینان نیز، هم در محدوده ی بلند و هم کوتاه، جهت منعکس کردن مشکل تشخیص، کاهش می یابند. جزئیات نرم افزار برای هر یک از مدول ها در پیوست **G** داده شده است. شکل ۶.۱ خروجی آشکارساز مانور را برای یک مورد چرخش هماهنگ شده ی **6g** نشان میدهد. آشکار ساز در **80ms** روشن و در **104ms** خاموش میشود.

### روش آزمایشی

جهت تعیین عملکرد اصلی آشکارساز مانور، یک آزمایش که میتواند معیار های عملکرد زیر را تعیین کند، توصیه میشود.

۱. زمان **turn on**

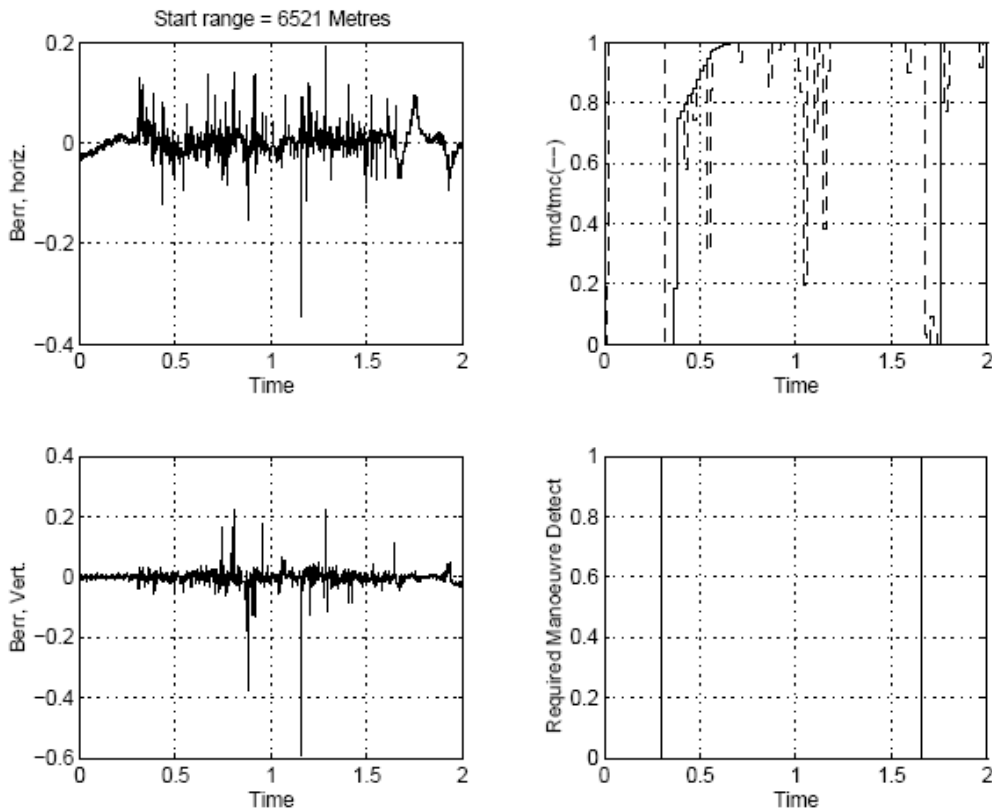
۲. زمان **turn off**

۳. قابلیت اطمینان تشخیص مانور

۴. قابلیت اطمینان تشخیص شروع مانور

۵. قابلیت اطمینان تشخیص پیشرفت مانور

۶. قابلیت اطمینان تشخیص پایان مانور



شکل ۱۰-۶: پاسخ آشکارساز مانور نمونه

از آنجاکه مشخصه های نویز وابسته به محدوده هستند معیار عملکرد باید برای درگیری در محدوده های مختلف ارزیابی گردد. نیاز به ارزیابی عملکرد خروجی اطمینان **TMC** نیست. اثرات موقعیت های شروع مختلف ف لازم است در این آزمایش کمینه گردد. بنابراین موقعیت شروع به طور تصادفی بین ۱ تا ۲۰ کیلومتر انتخاب میشود. یک تاخیر تصادفی که بین ۰.۲ تا ۱ ثانیه طول میکشد، قبل از اینکه مانور اجازه ی تثبیت به موشک دهد اتخاذ میشود. این مانور بانکینگ هدف را در  $80.4^\circ$  جهت حفظ یک نیروی جانبی بیشینه ی **10 g** بر خلبان قرار میدهد. عملیات بانک ۵۱ ثانیه طول میکشد تا کامل شود. چرخش برای دوره ای بین ۰.۲۵ تا ۰.۷۵ ثانیه قبل از اینکه هدف **reverse bank** کند و به سطح پروازی مستقیم برگردد، حفظ

میشود. یک چرخش هماهنگ **6g** احتمالا بطور جدی هدایت موشک را مختل کرده و بنابراین مزیتی در بسط شبیه سازی پس از مانور وجود ندارد. مدل هدف بکار رفته در شبیه سازی، مدل ۲۷ نقطه ای خواهد بود که نتیجه ی تکرار های صحت در فصل ۵ است. این مدل در پیوست **D** به تفصیل شرح داده شده است. ۵ هزار تکرار برای **give on** تکرار، تقریبا هر ۴ متر در محدوده، اجرا شد. موشک یک سیستم هدایت هومینگ ناوبری تناسبی با یک جستجوگر تک پالس مقایسه ی فاز را مورد استفاده قرار میدهد. پیکره بندی جستجوگر در جدول ۶-۱ نشان داده شده است.

Parameter	Value
Source power, $S$	100W
Target detection range, $R_N$	10km
Seeker type	Phase Comparison
Frequency	10 Ghz
Beam-width, $\alpha$	10°
Head Offset, $x$	0.06m
Model	27-Point

جدول ۶-۱: پیکره بندی موشک برای تکرار های آشکار ساز مانور

شکل ۶.۱ تایمینگ سیگنال تشخیص مانور را نشان میدهد. خطاهای پیش تشخیص در دوره ی زمانی  $t_s$  رخ میدهد. زمان صعود آشکار ساز مانور  $t_r$  است. خطاهای حذف تصادفی که در آنها آشکار ساز اشتباها **switches off** میشود، در طول زمان  $t_p$  رخ میدهند. زمان سقوط آشکار ساز مانور  $t_f$  است. خطاهای پس تشخیص در دوره ی زمانی  $t_e$  رخ میدهند. جزئیات تکرار ها بصورت زیر است:

۱. محدوده ی شروع مانور

۲. زمان **turn on**

۳. زمان **turn off**

۴. تعداد کل خرابی های تشخیص که در آن آشکار ساز در پاسخ به مانور خطا میکند.

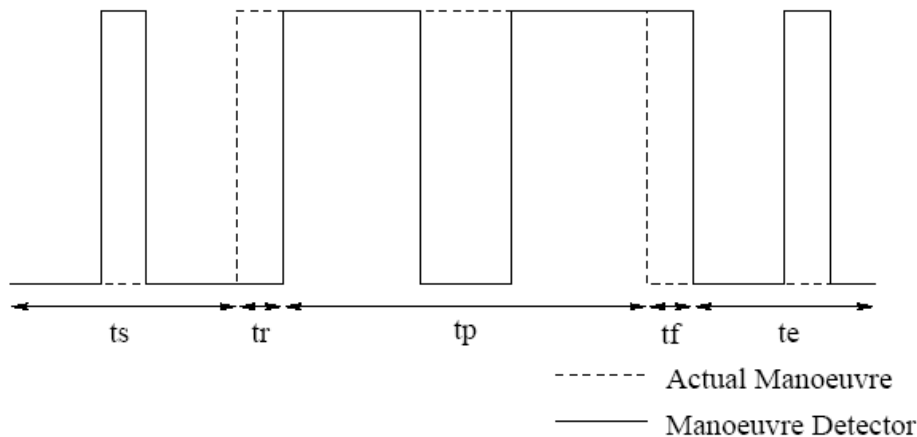
۵. تعداد خطاهای تشخیص شروع که در آن، آشکار ساز وقتی مانور رخ میدهد ف آماده ی تریپ میشود.

۶. تعداد خطاهای تشخیص پایان که در آن در ۰.۵ ثانیه پس از آنکه مانور به پایان رسید آشکار ساز در **turn off** خطا میکند.

۷. نسبت زمان پیش تشخیص ( $t_s$ ) که آشکار ساز تریپ غلط میدهد.

۸. نسبت زمان تشخیص ( $t_p$ ) که آشکار ساز حذف تصادفی می کند.

۹. نسبت زمان پس تشخیص ( $t_e$ ) که آشکار ساز تریپ اشتباه میدهد.



شکل ۶-۱۱: جزئیات تایمینگ سیگنال تشخیص مانور

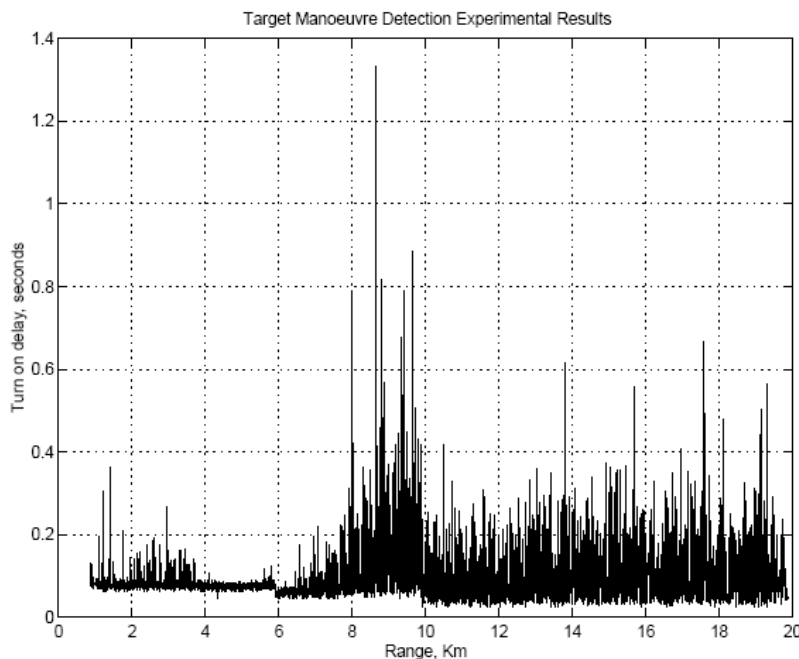


## نتایج تکرارها

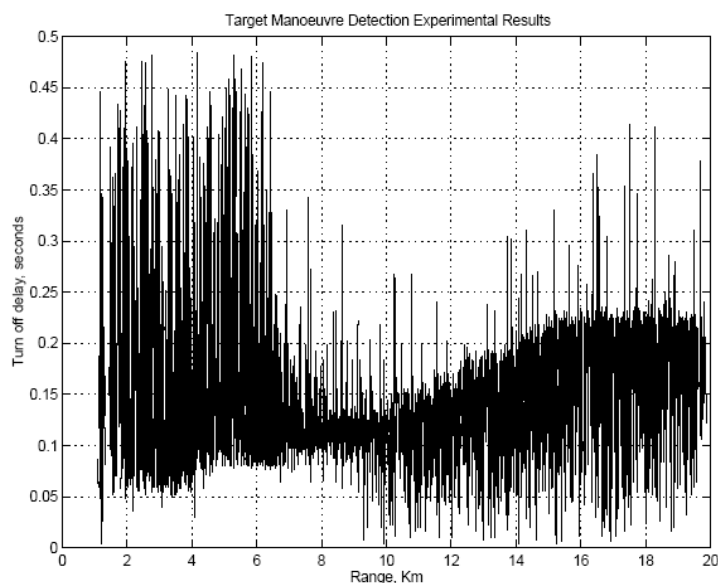
نتایج تکرارها توسط محدوده شروع مانور قبل از پلاتینگ مرتب شد. جدول ۶.۲ نتایج اصلی آزمایشات را خلاصه کرده است. شکل ۶.۱۲ توزیع تاخیر **turn on** را با توجه به محدوده نشان میدهد. پیک حدود **9km** منطبق بر پیک در توزیع نور محدوده ای شکل ۶.۵ است. همچنین به نظر میرسد که پیک مرتبط با تغییر در زمان تاخیر دیتکتور، فازی باشد. آزمایشی با زمان تاخیر متفاوت که حجم های پیک را حفظ میکند نشان میدهد که آن یک مشخصه ی هدف است. زمان تاخیر **turn on** اصلی **96ms** است. این تاخیر قابل مقایسه با سرعت های عکس العمل آشکارساز مانور نوری است.

Parameter	Result
Number of trials	5000
Mean turn-on delay	96 milli-seconds
Mean turn-off delay	148 milli-seconds
Number of total failures	2
Number of detection failures	14
Number of turn-off failures	403
Minimum range of manoeuvre start	850 metres
Maximum range of manoeuvre start	19891 metres

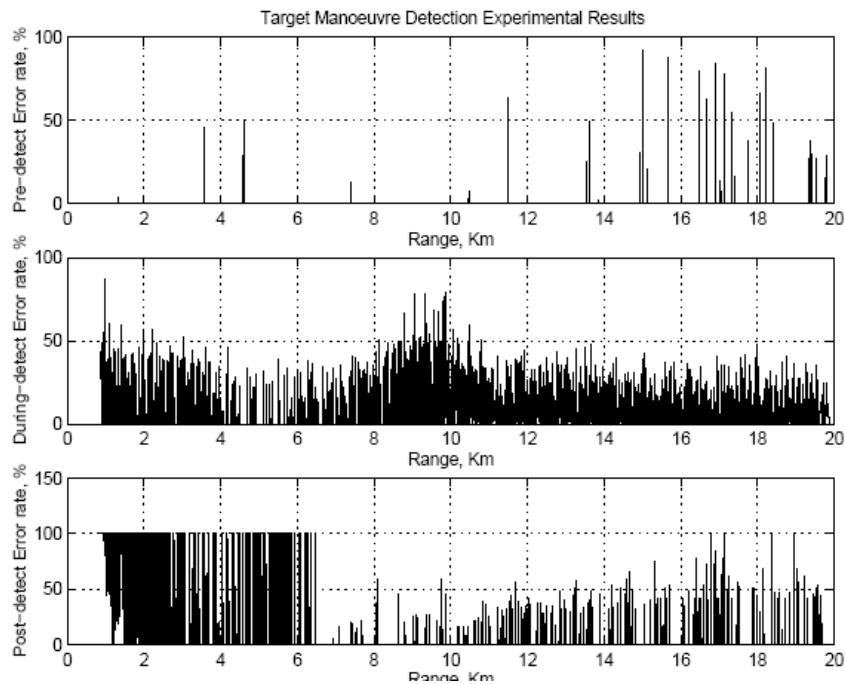
جدول ۶-۲: نتایج آزمایش تشخیص مانور هدف

شکل ۶-۱۲: تاخیر **turn on** نسبت به محدوده

شکل ۶.۱۳ توزیع زمان **turn off** را نسبت به محدوده نشان میدهد. تاثیر تابع عضویت فازی برای محدوده در مدول **TMD** بین ۱۰ و ۲۰ کیلومتر واضحا قابل رؤیت است. زمان تاخیر **turn off** اصلی **148 ms** است. از طرف دیگر زمان **turn off** با سرعت های عکس العمل آشکارسازهای مانور نوری قابل مقایسه است.

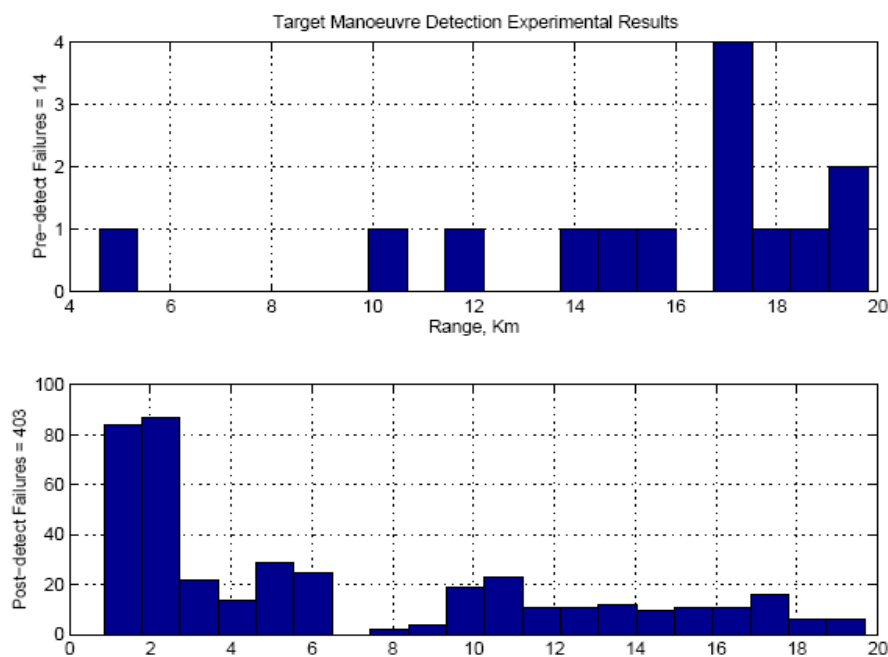
شکل ۱۳-۶: تاخیر **turn off** نسبت به محدوده

شکل ۶.۱۴ نسبت پیش تشخیص در طول تشخیص و خطاهای پس تشخیص را نشان میدهد. در محدوده های طویل، تاخیر **turn off** کوتاه بوده و بنابراین آشکارساز به هر اسپایک ایزوله ای پاسخ میدهد. خطاهای در طول تشخیص، شکل توزیع نور محدوده ای نشان داده شده در شکل ۶.۵ را منعکس میکند. خطاها به خاطر این ایجاد میشوند که اسپایک هدف غالباً وقتی رخ می دهد که مقطع عرضی رادار محو شود. فرکانس افزایش یافته ی اسپایک های نور حدود **9km** باعث میشود میانگین سیگنال کانال مجموع بطور تصادفی کاهش یابد. میانگین  $\bar{s}$  بیشتر از یک تخمین خوب سطح نویز  $\bar{z}$  نیست. استفاده از  $\bar{s}$  ممکن است برای یک آشکارساز پیچیده تر، خام (**crude**) نباشد. خطاهای پس تشخیص در محدوده های کوتاه که در آن اثرات نور مانور بطور جدی قابلیت دنبال کردن موشک را تحت تاثیر قرار میدهد بدترین خطاها هستند. در پایان مانور، موشک برای دنبال کردن هدف و انحراف از مسیر برخورد مورد نیاز ناتوان است. این انحراف به صورت مانور به نظر می رسد و در نتیجه تشخیص داده میشود. نتایج در محدوده های خیلی کوتاه ممکن است به سمت درگیری های **tail chase** متمایل شود. از آنجاکه فقط مانور های کامل استفاده می گردد در محدوده های کوتاه، درگیری های شاخ به شاخ برای مانوری که قبل از ضربه کامل میشود، به اندازه ی کافی طول نمی کشد. در اینجا فقط ۲ درگیری خارج از ۵۰۰۰ بود که در آن آشکارساز مانور در پاسخ به مانور هدف خطا کرد.



شکل ۱۴-۶: خطاهای تشخیص نسبت به محدوده

شکل ۱۵-۶ یک هیستوگرام خطاهای پس تشخیص و پیش تشخیص را با توجه به محدوده نشان میدهد. هر میله از هیستوگرام، تعداد کل خطاها بر کیلومتر را نشان میدهد. خطاهای پیش تشخیص غالباً در محدوده ی طولانی رخ میدهند. اگرچه کمتر از 3% تکرارها تحت تاثیر قرار گرفت، خطاهای پس تشخیص اساساً بعلت دنباله ی گم شده ی موشک از هدف پس از مانور است. محدودیت های شدید، خطاها در محدوده های طولانی و پیک های در حدود 10 km شاید به دلیل نور محدوده ای باشد که به اشتباه تشخیص را تریگر میکند. از ۳ تا ۶ کیلومتر، موشک بطور بدی تحت تاثیر مانور قرار میگیرد. بین ۶ تا ۹ کیلومتر عملکرد موشک در حالت بهینه ی آن بوده و اغلب قادر است تا هدف را پس از مانور دنبال کند. عملکرد خوب موشک منجر به یک نرخ خطای کاهش یافته در این ناحیه میگردد. بالای ۱۱ کیلومتر، خطاها بیشتر به علت دنباله ی گم شده ی موشک است تا نور محدوده ای.



شکل ۱۵-۶: خطاهای تشخیص نسبت به محدوده

## ۵- بحث و نتیجه گیری

این مقاله به دنبال مسائل وابسته به تولید مدل های هدف واقع گرا برای شبیه سازی درگیری با موشک هدایت هومینگ است. یک روش مدل پراکنده ساز نقطه ای برای حل مسائل مدلسازی بکار گرفته شد. استفاده جدید از ساختار درختی پارتیشن فضای باینری به ساختار مدل های ترکیبی اجازه میدهد تا به سهولت ساخته شوند. ساختار درختی، چارچوبی فراهم میکند که به مدل های با پیچیدگی ها و سایز های مختلف اجازه میدهد تا یک نهاد منفرد شکل دهند. مدل ها دارای خصوصیات زیر هستند:

۱. پردازش سریع: محاسبه دیتای مقطع عرضی رادار از طریق مدل های پراکنده ساز، ساده است.  
 ۲. صحت بالا: مدل ها میتوانند بگونه ای ساخته شوند که یک ارائه ی دقیق از الگوی مقطع عرضی رادار هدف مرجع به دست دهند.

۳. رزولوشن بالا: مدل پراکنده ساز، تقریب واقع گرای مقطع عرضی رادار را برای هر جنبه ی دید درون یابی شده ای که در دیتای هدف اصلی نباشد ایجاد خواهد کرد.

۴. همبسته: مقطع عرضی رادار بطور مناسبی وابسته به محدوده و حرکت هدف است.

۵. نیازهای ذخیره سازی کم: مدل های پراکنده ساز نقطه ای بسیار فشرده بوده و نیاز ذخیره سازی کمی دارند.

دنباله های الگوریتم ژنتیک برای ایجاد مدل های پراکنده ساز واقع گرا از طریق دیتای **ISAR** استفاده میگردد. اثرات کاهش صحت هدف اثبات گردید. محدودیت ها در کاهش مدل تعیین گردید که به مدل های هدف واقع گرا اجازه داد تا طوری تولید گردند که زمان های شبیه سازی را کمینه کنند. یک مدل با صحت و راندمان بالا برای تکرار های یک تکنیک تشخیص مانور هدف جدید بکار گرفته شد. یک مدل اثبات اصول منطق فازی برای تست این تئوری که نور هدف میتواند جهت تشخیص مانور هدف بکار رود توسعه یافت. نتایج تکرار های آشکارساز مانور نشان داد که استفاده از نور هدف برای تشخیص مانور دارای خصوصیات زیر است:

۱. سریع

۲. عملکرد در لفاف محدوده ای وسیع

۳. بسیار قابل اطمینان

۴. دارای پردازش کلی کم

۵. استفاده از سنسور های موجود و ارزان

نیازهای این مقاله که در بخش ۱.۴ تعیین شده است در نتیجه گیری زیر مورد بحث قرار گرفته است .

مورد ۱ : خودکار کردن تبدیل مدل

پروسه ی تولید مدل های پراکنده ساز نقطه ای از طریق تصاویر **ISAR** ، اتوماتیک شد . پروسه ی تبدیل میتواند در ۳ عنصر شکسته شود . این عناصر به شرح زیر است :

۱ . یک الگوریتم ژنتیک چند گونه برای قرار گرفتن پراکنده ساز های چندگانه در هر عبور دیتا . این الگوریتم بصورت نمایشی پردازش های کلی مرتبط با تولید تصاویر **ISAR** مدل را در طول پروسه ی تبدیل ، کاهش میدهد .

۲ . روش تنظیم دقیق مبتنی بر الگوریتم ژنتیک، تصاویر با رزولوشن کم ، متوسط و بالا را اجازه می دهد تا به سادگی پردازش شوند .

۳ . تقلیل مدل با استفاده از یک الگوریتم ژنتیک برای کاهش پردازش کلی مرتبط با بهینه سازی ساختار مدل . این به طراح اجازه میدهد تا بین سایز مدل و صحت باز تولید معاوضه کند .

پروسه بطور موفقیت آمیزی برای یک تصویر دو بعدی و یک تصویر سه بعدی شبیه سازی شده بکار رفت .

مورد ۲ : ادغام در سناریوی درگیری

مدل های جستجوگر برای استفاده با یک موشک ترکیبی در درگیری های شبیه سازی شده ایجاد شد . این مدل ها بطور موفقیت آمیزی در نرم افزار مدل درگیری جهتگیری **object-oriented** ادغام شد. تکرار ها در دو جستجوگر ثابت کرد که توزیع بدون فاصله ی تکرار برای جستجوگر مقایسه ی دامنه ، فشرده است در حالیکه جستجوگر مقایسه ی فاز یک توزیع **long tailed** دارد. به نظر میرسد که توزیع بدون فاصله ، غالباً متاثر از اثرات نور باشد. سهم نویز حرارتی در بدون فاصله ، کم است .

مورد ۳: تشخیص مانور هدف با استفاده از نور

مشخصه های سیگنال خطای محوریابی استخراج شد. روشی برای استخراج اطلاعات مانور هدف از طریق الگوهای اسپایک های نور پیشنهاد گردید . یک آشکارساز مانور مبتنی بر این تئوری بکار گرفته شد . یک روش منطق فازی برای سهولت کاربری ان اتخاذ گردید. این تکنیک یک راه حل بسیار جذاب را برای مساله ی تشخیص مانور هدف در موشک های هومینگ هدایت شده شکل داد.

## منابع

1. Erwin Kreyzig. Advanced Engineering Mathematics. John Wiley & Sons. Sixth edition, 1988.
2. G. S. Sandhu and A. V. Saylor. A Real Time Statistical Radar Target Identification Based On Models of Neural Networks. Proceedings Of The IEEE , 77(5):670-681, May2010
3. Nazih N. Youssef. Radar Cross Section of Complex Targets. Proceedings Of The IEEE, 77(5):722-734, May 2012.
4. P. M. Morse and H. feshbach. Methods of Theoretical Physics: Part1, Chapter 1 , Pages 73 – 76 McGraw-Hill , 2006.
5. S. K. Mishra I. G. Sarma and K. N. Swamy. Performance Evaluation of Tweo Fuzzy Logic Bassed Homing Guidance Scemes. Journal of Guidance, Ciontrol and Dynamics, 17(6):1389-91, November-December 2007.
6. William B. Grdon. Statistical Moments of Radar Cross Section. IEEE Transaction On Antennas and Propagation, 41940:506-508, April 2011.