مدلسازی و شبیه‌سازی ردیابی موشک ماهواره‌بر به روش مونوپالس

اکرم خوشخویی[1]، مهرزاد نصیریان[2]

۱. کارشناسی ارشد برق- کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر ، khoshkhooieakram@gmail.com

۲. استادیار دانشکده برق و الکترونیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

تاریخ دریافت: ۹۲/۱۰/۲۲ تاریخ پذیرش: ۹۳/۶/۱۶

چکیده

در این مقاله نتایج شبیه‌سازی ردیابی موشک ماهواره‌بر به روش مونوپالس با فرض سیستم مونوپالس دامنه-دامنه ارائه شده است که در واقع به تعیین موقعیت آنتن جهت ردیابی دقیق موشک ماهواره‌بر با این روش می‌پردازد. هدف فرضی در این مقاله دارای مانور است و مسیر حرکت در طی ردیابی تغییر می‌کند در نتیجه احتمال بروز خطا نسبت به اهدافی مانند ماهواره که دارای مسیر ثابت است و در کارهای مشابه قبلی مورد بررسی قرار گرفته بیشتر می‌باشد. پس از در اختیار قرار گرفتن داده‌های مسیر فرضی موشک ماهواره‌بر، آفست موقعیت آنتن با این مسیر در هر لحظه به عنوان ورودی به الگوریتم مونوپالس داده می‌شود و این آفست با روش ارایه شده اصلاح می‌شود ؛ نتایج شبیه سازی عملکرد خوب این روش در ردگیری ماهواره‌بر را نشان می دهد.

کلید واژه

آنتن، ردیابی خودکار، ماهواره‌بر، مونوپالس

مقدمه

با توجه به گسترش روزافزون علوم و ارتباطات فضایی محققان بسیاری مساله ردیابی خودکار هدف را از جنبه‌های مختلف مورد بررسی قرار داده‌اند. این مقاله با استفاده از روش ردیابی خودکار مونوپالس به ردیابی دقیق هدف می‌پردازد تا اطلاعات تله‌متری ارسال شده از هدف در هر لحظه در دسترس باشد. هدف مورد بررسی در این مقاله موشک ماهواره‌بر است که دارای مانور می‌باشد و مسیر حرکت آن در طی ردیابی تغییر می‌کند.

یکی از مسائل مهم در پرتاب یک ماهواره به فضا چگونگی عملکرد موشک ماهواره‌بر است که باید طبق برنامه تعریف شده برای آن و با دقت لازم ماهواره را در مدار قرار دهد. امروزه در سیستم‌های ماهواره‌ای کنترل دقیق موقعیت آنتن ردیاب ماهواره و یا ماهواره‌بر از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است، چون در صورت عدم دقت کافی در تعیین موقعیت آنتن، حجم زیادی از اطلاعات ارسال شده و یا دریافت شده از ماهواره و یا ماهواره‌بر از بین می‌رود که این اطلاعات می‌تواند به عنوان مثال شامل موقعیت زاویه‌ای ماهواره‌بر در هر لحظه باشد. در [۱] یک گیرنده ردیاب مونوپالس سیار مورد بررسی قرار گرفته است و جایگزینی گیرنده ردیاب سیار با ایستگاه‌های زمینی ردیابی بزرگ و وسیع توصیه شده است. در این مقاله نحوه عملکرد قسمت‌های مختلف گیرنده ردیاب و چگونگی تولید سیگنال مونوپالس شرح داده شده است و در نهایت میزان خطای زوایای سمت و فراز برای زوایای مختلف محاسبه و نمایش داده شده است که میزان خطاهای محاسبه شده دقت روش مونوپالس را در ردیابی اثبات می‌کند. در این مقاله بیان شده که تکنیک مونوپالس دقت خیلی بالای زاویه با حساسیت کمتر نسبت به نوسانات سطح مقطع رادار از هدف را نسبت به رادارهای دیگر فراهم می‌کند. در [۲] یک سیستم رادار چند ورودی چند خروجی با آنتن‌های توسعه یافته که از روش پردازش مونوپالس در گیرنده استفاده شده، پیشنهاد شده است. در این مقاله الگوریتمی جهت ردیابی یک هدف دارای مانور با استفاده از این سیستم ارائه شده و همچنین نشان داده شده است که با استفاده از الگوریتم پیشنهادی ردیابی اهداف هوایی دارای مانور بسیار سریع و اهداف زمینی حفظ می‌شود. در پایان مسیر واقعی و مسیر تخمینی برای یک هدف هوایی دارای مانور بسیار سریع و همچنین یک هدف زمینی دارای مانور با کمک این ردیاب مونوپالس شبیه سازی شده و نتایج شبیه‌سازی تطابق بسیار خوب مسیر تخمینی با مسیر تعریف شده را نشان می‌دهد. در [۳] یک گیرنده مونوپالس مقایسه فاز جهت ردیابی اهداف هوایی بسیار سریع غیر قابل تشخیص از

هم بکار برده شده است. این گیرنده از حرکت سریع فرکانسی پالس به پالس برای نوسان سریع برش سطح مقطع رادار از اهداف و یک تخمینگر زاویه‌ای متناظر با کمک مشاهدات متعدد استفاده می‌کند. در این مقاله عملکرد سیستم با کمک روش شبیه‌سازی مونت کارلو بررسی شده است. در مقاله [۴] یک گیرنده مونوپالس برای محلی‌سازی داخلی بی‌سیم ارائه شده است. با هدایت الکتریکی بیم‌ها به N زاویه مجزا، N منحنی جمع-تفاضلی در میدان دید مطلوب می‌تواند تولید شود و سپس زاویه هدف به طور دقیق با کمک الگوریتم ارائه شده انتخاب و میانگین می‌تواند تخمین زده شود. در [۵] پردازنده‌های رادار مونوپالس متداول برای ردیابی هدف مورد نظر که در محدوده پهنای بیم قرار گرفته‌اند استفاده می‌شوند. انحراف وقتی بوجود می‌آید که اهداف اضافی در محدوده بیم گیرنده ظاهر شوند که باعث اشتباه عملکرد پروسسور می‌شود؛ این امر منجر به خطا در زوایای ردیابی هدف می‌شود که در نهایت باعث از دست رفتن ردیابی هدف می‌شود. در این مقاله یک الگوریتم پردازش سیگنال ارائه شده است که راه حل این مساله می‌باشد. تکنیک این روش بر اساس فیلترکردن تبدیل فوریه کسری بهینه می‌باشد، عملکرد نسبی این روش فیلتر کردن جدید بر اساس روش‌های مرسوم است که با استفاده از انحراف خطای تخمین زاویه استاندارد ارزیابی می‌شود. سیستم ارائه شده در این مقاله در حذف سیگنال‌های اضافی ظاهر شده در محدوده بیم گیرنده موفق عمل کرده است. در [۶] یک روش کمی برای ارزیابی عملکرد اندازه‌گیری زاویه جستجوگر رادار مونوپالس در حضور نویز متراکم بررسی شده است. در این مقاله معادلات ریاضی به طور مفصل و همراه شبیه‌سازی آورده شده است تا استاندارد جستجوگر رادار مونوپالس و صفحه اصلی در انباشتن عملکرد اندازه‌گیری زاویه تحت چندین تراکم را کمی کند. در نهایت میانگین و واریانس خطای ردیابی برای سه سناریو شبیه‌سازی شده است و کلیه این مقادیر با افزایش نسبت سیگنال به نویز کاهش پیدا کرده است و بررسی شده است که این موارد با نتایج تئوری مطابقت دارد. در [۷] به چگونگی دریافت سیگنال از ماهواره سرعت بالا و مدار پایین با استفاده از آنتن‌های باند Ka می‌پردازد، که ابتدا آنتن باند S برای هدایت و آنتن باند Ka برای ردیابی استفاده می‌شود که یک ردیاب مونوپالس تک کاناله باند Ka است. نمایش خطای ردیابی نشان از دقت روش مونوپالس در ردیابی هدف است. در [۸] فرایند تحلیل مونوپالس و در نهایت نتایج شبیه‌سازی نمایش داده شده است؛ اما خطای ردیابی باند Ka ماهواره‌های دارای دینامیک بالا مناسب نیازمندی سیستم نیست.

باوجود اینکه مسیر ماهواره‌بر در صورتی که صحیح عمل نماید از پیش معلوم می‌باشد، اما ممکن است به دلیل عوامل اغتشاش در جو از مسیر خود منحرف شود؛ به همین دلیل نیاز به ردیابی خودکار ماهواره‌بر از لحظه پرتاب تا قرار دادن ماهواره در مدار مورد نظر می‌باشد؛ بر این اساس موشک ماهواره‌بر باید همواره در مسیر تعیین شده برای آن باقی بماند و از آن منحرف نشود به همین منظور باید دائم با ایستگاه زمینی در ارتباط بوده و موقعیت آن تحت کنترل باشد؛ این کار را می‌توان با نصب آنتن‌هایی در ایستگاه زمینی که نقش گیرنده را ایفا می‌کنند انجام داد. آنتن‌ها همواره باید در وضعیت بیشینه دریافت خود قرار گیرند؛ در نتیجه مسیر هدایت به کمک اطلاعات ناوبری یا داده‌های مسیر از پیش تعیین شده معلوم گردیده و به کمک ردیابی خودکار بر روی آنها قفل انجام می‌گیرد. از بین روش‌های قفل خودکار یکی از رایج‌ترین روش‌ها، روش مونوپالس است که از دقت بالایی برخوردار می‌باشد. به طور کلی چگونگی عملکرد یک سیستم ردیابی خودکار مشخص می‌باشد. به منظور پوشش کل مسیر از چند ایستگاه ردیابی خودکار، با چیدمانی که مرکز کنترل مأموریت طراحی می‌کند، استفاده می‌گردد ولی اگر ماهواره‌بر با توجه به مسیر حرکت صحیح عمل نکند به کمک اطلاعات ناوبری می‌توان مسیر حرکت را به طور تقریبی بدست آورد. هدف نهایی این مقاله شبیه‌سازی سیستم ردیابی خودکار ماهواره‌بر بر پایه سیگنال های مخابراتی ارسالی از آنها می‌باشد. در واقع هدف از هدایت و کنترل ماهواره‌بر این است که تا موقعی که به مدار مد نظر برای قرار دادن ماهواره می‌رسد در مسیر تعیین شده برای آن باقی بماند و تا حد امکان از مسیر خود منحرف نشود. بخش‌های ارائه شده در این مقاله شامل بخش اول مقدمه، بخش دوم ردیابی خودکار که در این بخش به روش ردیابی مونوپالس و همچنین انواع تکنیک و ساختار سیستم مونوپالس پرداخته می‌شود، در بخش سوم به تشریح ریاضی مساله می‌پردازد که شامل محاسبه موقعیت زاویه‌ای مرجع از معادلات مسیر پروازی ماهواره‌بر و محاسبه آفست تخمینی به روش مونوپالس می‌باشد، بخش چهارم، بخش نتایج و بحث است که خود شامل فرضیات شبیه‌سازی، نتایج شبیه‌سازی و نتیجه‌گیری است.

ردیابی خودکار

در مسائل ردیابی همواره دو مقوله متفاوت مطرح است؛ ردیابی اجسام متحرکی که تعریف مسیر هدایت آنها و همچنین ردیابی آنها توسط یک مرکز واحد انجام می‌گیرد و دیگری ردیابی اجسام متحرکی که هدایت آنها از یک مرکز دیگر کنترل می‌شود یا به عبارتی مسیرشان برای سامانه ردیاب کاملا تصادفی است. در مورد اولی مسیر هدایت به کمک اطلاعات ناوبری و یا داده‌های مسیر از پیش تعیین شده معلوم می‌شوند و به کمک ردیابی خودکار بر روی آنها قفل انجام می‌گیرد که موضوع این مقاله نیز این نوع ردیابی است؛ ولی در مورد دومی موقعیت تقریبی اجسام متحرک به صورت دستی یا خودکار به کمک سنسورهای جستجو نظیر

رادار تعیین می‌شود و آنگاه قفل خودکار به کمک یکی از روش‌های ردیابی خودکار از جمله مونوپالس صورت می‌گیرد. در روش‌های ردیابی خودکار، ردیابی از طریق یک سیگنال نشانه (سیگنال مخصوص ردیابی) صورت می‌گیرد که هدف از آنها ردیابی دقیق هدف می‌باشد. این روش‌ها، شامل روش ردیابی پله‌ای، ردیابی هوشمند، ردیابی اسکن مخروطی و مونوپالس است[۹].

روش ردیابی مونوپالس

در واقع هدف اولیه بوجود آمدن مونوپالس، ردیابی هدف به طور دقیق بود. تکنیک لب‌های زنجیره‌ای مانند سوئیچ کردن روی چندین بیم و روش اسکن مخروطی قبل از این برای ردیابی هدف استفاده می‌شد که به خاطر اثرات محوشدگی هدف دارای دقت کمتری بودند؛ به همین دلیل نیاز به تکنیکی به منظور تعیین جهت با مقایسه سیگنال برگشتی در دو یا تعداد بیشتری لب آنتن به طور همزمان احساس شد تا بتوان به وسیله آن این منبع خطا را حذف کرد[۱۰].

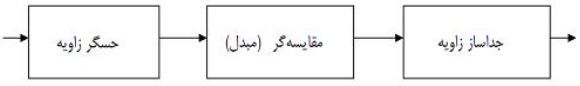
براساس استانداردهای IEEE مونوپالس تکنیکی است که اطلاعات مربوط به موقعیت زاویه‌ای هدف با مقایسه سیگنال‌های دریافت شده در دو یا تعداد بیشتری الگوی آنتن بدست می‌آید. الگوی آنتن، تغییر در مولفه پلاریزاسیون مربوط به میدان مغناطیسی است که به عنوان تابعی از زاویه از یک محور مرجع است که در نقطه مشاهده این زاویه تغییر می‌کند اما در میدان دور از آنتن در یک محدوده، ثابت باقی می‌ماند. الگوی آنتن، به طور معمول تغییر در میدان ارسال شده یا یک سیگنال دریافتی را به عنوان تابعی از زاویه توصیف می‌کند. وقتی یک موج ورودی از یک منبع پالس جداگانه در یک بازه به اندازه کافی بزرگ در دو الگوی آنتن مختلف به طور همزمان دریافت می‌شود، دامنه و فازهای واقعی سیگنال‌های دریافت شده ممکن است با تغییر مشخصه‌های منبع پالس یعنی هدف و یا همچنین محیط انتشار تغییر کند، اما مقادیر نسبی آنها توابعی از زوایای ورود هستند. زاویه ورود، زاویه بین سیگنال ارسالی از هدف و خط دید آنتن است[۱۱].

کنترل‌کننده‌های مونوپالس بر اساس پردازش سیگنال رادیویی ارسالی از هدف به عنوان مثال ماهواره یا موشک ماهواره‌بر به طور مستقیم کار می‌کنند. در این روش از اختلاف چهار خروجی فید هورن که دارای آفست مشخص نسبت به مرکز کانون آنتن هستند استفاده می‌کنند؛ در صورتی که آنتن ایستگاه زمینی دقیقا به طرف هدف نشانه‌گیری نداشته باشد سیگنال دریافتی در هورن‌ها متفاوت است که از این خاصیت به منظور ردگیری صحیح استفاده می‌شود. در این روش دریافت اطلاعات موقعیت هدف از یک پالس بدست آورده می‌شود؛ برای این منظور دریافت سیگنال باید به صورت چند کاناله صورت گیرد. در این روش سیگنال‌هایی که به طور همزمان از هدف بازتابش می‌شوند توسط چند جفت دوتایی کانال مستقل دریافت می‌گردد که هر جفت دوتایی برای هر محور مختصات است. این ویژگی مونوپالس یعنی دریافت اطلاعات هدف در یک پالس توسط کانال‌های مجزا، باعث می‌شود عواملی که ناخواسته دامنه سیگنال دریافتی را تغییر می‌دهند تأثیر چندانی بر دقت محاسبه زوایای هدف نداشته باشند؛ زیرا تفاوت پالس دریافتی با پالس مرجع با پردازشی که روی آن در هر محور صورت می‌گیرد، از بین می‌رود. همچنین این تکنیک امکان اندازه‌گیری زاویه با دقت بالایی را ممکن می‌سازد[۱۲]. مونوپالس، آفست‌های سمت و فراز ماهواره‌بر را با استفاده از اندازه‌گیری توان دریافتی در هر یک از هورن‌ها، تخمین زده و آنها را به مقادیر مرجع اضافه می‌کند.

انواع تکنیک و ساختار سیستم مونوپالس

در ساده‌ترین شکل، مفهوم مونوپالس شامل مقایسه یک جفت سیگنال است که همین برای تعیین زاویه ورود در یک صفحه، به عنوان مثال سمت یا فراز کافی است؛ اما کامل‌تر آن که ردیابی در مختصات سه بعدی است نیاز به اندازه‌گیری زاویه ورود در دو صفحه عمود بر هم است، بنابراین همه سیستم‌های ردیابی مورد استفاده شامل مقایسه دو جفت سیگنال است که معمولا یک جفت در سمت و دیگری در فراز است. یک سیستم مونوپالس از عناصر اصلی زیر تشکیل می‌شود:

- حسگر زاویه که مهمترین عنصر سیستم و دربرگیرنده سیگنال‌های حاوی اطلاعات هدف است. آنتن یک حسگر زاویه است.
- مقایسه‌گر که اطلاعات زاویه‌ای هدف را به ترکیبی از روابط دامنه و فاز میان سیگنال در دو کانال مستقل تبدیل می‌کند.
- جداساز زاویه که تابعی حقیقی از نسبت پارامترهای سیگنال را تشکیل می‌دهد. این تابع به زاویه ورود سیگنال ارتباط دارد[۱۳].



شکل ۱. دیاگرام بلوکی تابعی یک سیستم مونوپالس [۱۳]

پاسخ تخمین زاویه یعنی خروجی پردازنده سیگنال مونوپالس، مقدار و علامت زاویه ورود سیگنال‌های دریافتی را نشان می‌دهد. به عبارت دیگر، پاسخ برای هر مختصات اندازه‌گیری شده باید تابع حقیقی و فرد از زاویه ورود تصویر شده روی آن مختصات باشد. اطلاعات اولیه در مورد این زاویه، در لحظه دریافت سیگنال در آنتن بدست می‌آید. پس از دریافت سیگنال، باید تابع حقیقی بدست آورد که فرد بوده تا بتوان از آن برای تشخیص جهت و

دامنه سیگنال دریافتی استفاده کرد. در صورتی که در محاسبات تابعی مختلط بدست آید، قسمت حقیقی این تابع باید شرایط فوق را دارا باشد. ویژگی این مقایسه این است که ولتاژ در خروجی پردازنده به دامنه سیگنال دریافتی وابسته نیست و توسط زاویه سیگنال دریافتی تعیین می‌شود[۱۴].

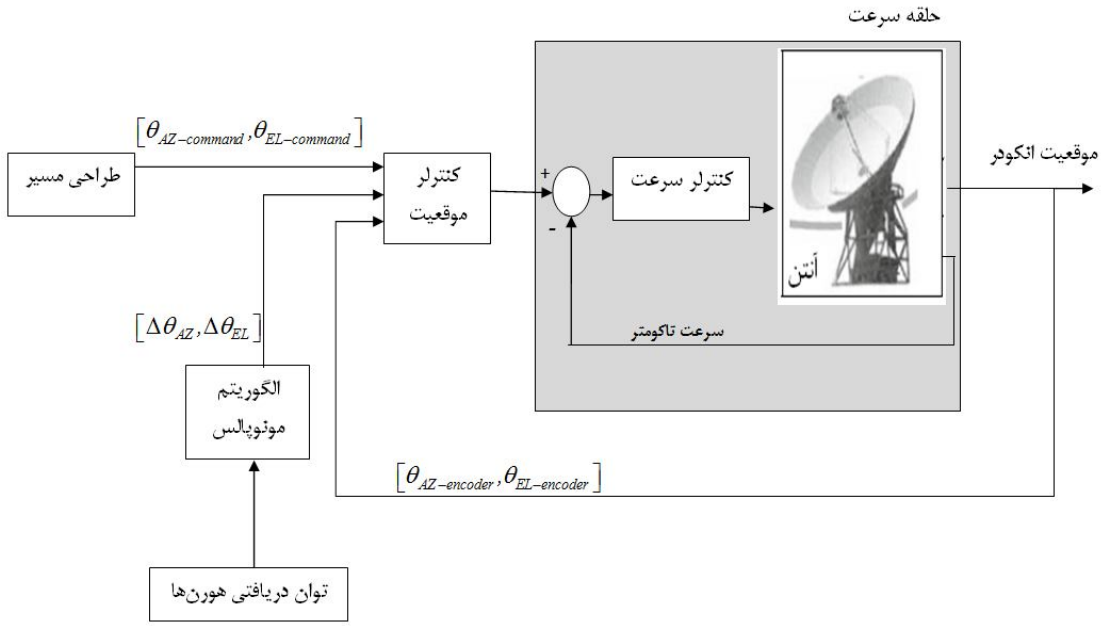
بسته به این که نوع مقایسه‌گر و همچنین نوع جداساز زاویه چه باشد می‌توان سیستم های مونوپالس را تقسیم‌بندی کرد. بسته به این که جداسازها از چه روابطی(روابط دامنه و روابط فاز) استفاده کنند می‌توان آنها را جداساز دامنه و جداساز فاز نامید؛ آنهایی که هم از روابط دامنه و هم فاز و همچنین از تابع جمعی زاویه استفاده می‌کنند، جداساز زاویه مجموع و تفاضلی هستند، جداسازها تعیین کننده ساختار سیستم مونوپالس هستند و مقایسه‌گرها نوع تکنیک مونوپالس را تعیین می‌کنند. در مورد مقایسه‌گر نیز انواع مقایسه دامنه، مقایسه فاز و مقایسه دامنه و فاز را به طور ترکیبی داریم.

مقایسه دامنه شکلی از مونوپالس است که بیم‌های دریافتی با الگوهای متفاوت دامنه بر حسب زاویه را بکار می‌برد؛ در این حالت بیم‌ها مرکز فاز مشترک دارند. در مقایسه فاز بیم‌هایی با مراکز فاز متفاوت بکار برده می‌شود و در حالت ترکیبی نیز محاسبه زوایا از طریق مقایسه دامنه و فاز سیگنال‌های دریافت شده توسط یک جفت آنتن صورت می‌پذیرد [۱۳].

با توجه به توضیحات بالا مثلا در مورد سیستم مونوپالس دامنه-دامنه کلمه اول نوع دریافت سیگنال یا نوع مقایسه‌گر(نوع اطلاعات مورد استفاده موجود در سیگنال قبل از هر گونه پردازش) و کلمه دوم نوع جداساز (نوع پردازشی که برای استخراج داده‌های مطلوب استفاده می‌شود) را مشخص می‌کند.

تشریح ریاضی مساله

با توجه به شکل ۲ داده‌های مسیر فرضی ماهواره‌بر که شامل موقعیت زاویه‌ای سمت و فراز است، در سمت بلوک طراحی مسیر به عنوان ورودی سیستم است. داده‌های مسیر صحیح فرضی ماهواره‌بر یا همان موقعیت زاویه‌ای سمت و فراز از روی معادلات حرکت آن بدست می‌آید، موقعیت آنتن نیز مرتب اندازه‌گیری شده و آفست آن با مسیر صحیح فرضی به الگوریتم مونوپالس داده می‌شود و توسط این الگوریتم آفست تخمینی کاهش می‌یابد. در ادامه نحوه بدست آمدن موقعیت زاویه‌ای سمت و فراز مسیر مرجع فرضی و به دنبال آن نحوه محاسبه آفست تخمینی آورده می‌شود.



شکل ۲. دیاگرام بلوکی کنترلی ردیابی مونوپالس [۱۵]

محاسبه موقعیت زاویه‌ای مرجع از معادلات مسیر پروازی ماهواره‌بر

همانطور که گفته شد داده‌های مسیر صحیح فرضی ماهواره‌بر یا همان موقعیت زاویه‌ای سمت و فراز از روی معادلات حرکت آن بدست می‌آید. کل مسیر پرواز موشک ماهواره‌بر، شامل سه فاز پروازی حرکت عمودی، مانور پیچ و چرخش گرانشی است.

در فاز حرکت عمودی رابطه تغییرات سرعت به صورت زیر می‌باشد[۱۶]

$$v - v_0 = gI_{sp} \ln \frac{m}{m_0}, v_0 = 0 \quad (۱)$$

در این رابطه m جرم موشک و m_0 جرم اولیه موشک و g هم شتاب گرانشی است. I_{sp} نیز ضربه ویژه سوخت نام دارد که مقدار آن با توجه به نوع سوخت، جامد یا مایع بودن آن، انتخاب می‌شود که در این مقاله سوخت مایع و مقدار این پارامتر ۴۰۰ انتخاب شده است. معادلات حرکت در فاز پرواز عمودی به صورت رابطه (۲) است:

$$\begin{aligned} z &= \frac{1}{2}(a_T - g)t^2 + vt + z_0, z_0 = 0 \\ v &= (a_T - g)t + v_0, v_0 = 0 \end{aligned} \quad (۲)$$

در این رابطه a_T شتاب تراست است، z ارتفاع پرواز موشک حامل در فاز پرواز عمودی و v سرعت پرواز آن می باشد. در این فاز می‌توان مقدار x و y را یک مقدار ثابت در نظر گرفت که نشان دهنده فاصله موشک از مرکز دستگاه مختصات مربوط به ایستگاه زمینی می‌باشد.

پس از فاز عمود پروازی، موشک چرخشی خواهد کرد که به مانور پیچ معروف است و بعد از آن شرایط برای ورود به فاز چرخش گرانشی مهیا است. برای شروع این فاز، مانور پیچ لازم است زیرا اگرچه سرعت اولیه صفر نیست اما زاویه مسیر ۹۰ درجه است و معادلات چرخش گرانشی تکین خواهند شد. مانور پیچ، چرخش همزمان موشک و بردار سرعت به اندازه زاویه است که به آن زاویه مانور پیچ گفته می‌شود، به این ترتیب زاویه مسیر در ابتدای فاز چرخش گرانشی از رابطه (۳) و معادلات حرکتی فاز چرخش گرانشی از رابطه (۴) بدست می‌آید که با حل آنها سرعت و موقعیت موشک در این فاز حاصل می‌شود[۱۷،۱۸].

$$\gamma_0 = \frac{\pi}{2} - \delta \quad (۳)$$

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= g\left(\frac{T}{Mg} - \sin\gamma\right) \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{-g}{v}\cos\gamma \\ \frac{dx}{dt} &= v\cos\gamma \\ \frac{dy}{dt} &= v\sin\gamma \end{aligned} \quad (۴)$$

در این معادلات $\frac{T}{Mg}$ نسبت نیروی تراست به وزن است که در شبیه‌سازی‌ها ثابت در نظر گرفته شده است، البته ارتفاع z در این فاز تغییری ندارد و مقدار آن برابر مقدار انتهایی در فاز عمود پروازی است.

پس از بدست آوردن مقادیر x ، y و z در فازهای مختلف پروازی در بازه زمانی مورد نظر، با استفاده از روابط محاسباتی زوایای سمت و فراز در دستگاه مختصات دکارتی، این زوایا را محاسبه و به این ترتیب مسیر مرجع را مدل می‌کنیم:

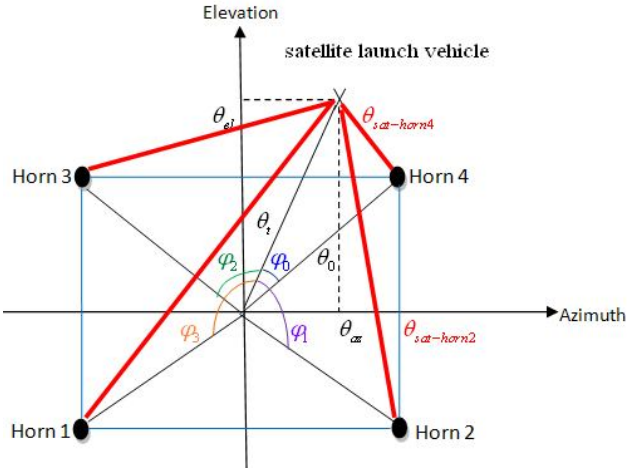
$$\tan EL = \frac{Z}{\sqrt{X^2 + Y^2}} \quad (۵)$$

$$\begin{aligned} \tan AZ' &= \frac{Y}{X} \\ AZ &= 180^\circ - AZ' \end{aligned} \quad (۶)$$

محاسبه آفست تخمینی به روش مونوپالس

با توجه به شکل ۳ در ردیابی از آنتن چهار هورن استفاده شده که هر یک از ربع‌ها یک هورن را در شکل نشان می‌دهند و محور آنتن در مبدا مختصات قرار دارد. در ابتدا نحوه محاسبه زاویه بین ماهواره‌بر و هورن ها آورده می‌شود.

θ_0 آفست زاویه‌ای هورن نسبت به محور آنتن و θ_t آفست زاویه‌ای ماهواره‌بر نسبت به محور آنتن و $\theta_{\text{sat-horn4}}$ زاویه بین ماهواره‌بر و هورن چهارم است. φ_0 نیز در صورتی که ماهواره‌بر بالا یا پایین نیمساز با توجه به شکل قرار گیرد، متفاوت است. با توجه به شکل ۳ روابط به صورت زیر بدست می‌آید.



شکل ۳. مکان هندسی آفست موشک ماهواره‌بر ، مراکز هورن‌ها و محور آنتن در تکنیک ردیابی مونوپالس[۱۲]

$$\theta^2_{\text{sat-horn4}} = \theta_0^2 + \theta_t^2 - 2\theta_0\theta_t\cos\varphi_0 \quad (۷)$$

$$\text{if } \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right) > 45^\circ : \varphi_0 = \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right) - 45 \quad (۸)$$

$$\text{if } \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right) < 45^\circ : \varphi_0 = 45 - \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right) \quad (۹)$$

که در این رابطه ها θ_{EL} آفست زاویه فراز ماهواره‌بر نسبت به محور آنتن و θ_{AZ} آفست زاویه سمت ماهواره‌بر نسبت به محور آنتن است. زاویه بین ماهواره‌بر و هورن ۲ یعنی $\theta_{sat-horn2}$ نیز مشابه رابطه (۷) بدست می آید با این تفاوت که به جای زاویه φ_0 با توجه به شکل زاویه φ_1 به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right)<45^\circ \; or \; \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right)>45^\circ$$
$$\varphi_1 = 45+\tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right) \quad (۱۰)$$

زاویه بین ماهواره بر و هورن سوم یعنی $\theta_{\text{sat-horn3}}$ نیز مشابه رابطه (۷) بدست می آید که زاویه φ_2 در رابطه قرار داده می‌شود.

$$\text{if } \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right)<45^\circ \text{ or } \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right)>45^\circ$$
$$\varphi_2 = 135-\tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right) \quad (۱۱)$$

جهت محاسبه $\theta_{\text{sat-horn1}}$ زاویه φ_3 با توجه به شکل ۳ به صورت زیر بدست می آید.

$$\text{if } \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right)>45^\circ : \varphi_3 = 135+90-\tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right)$$
$$\text{if } \tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right)<45^\circ : \varphi_3 = 135+\tan^{-1}\left(\frac{\theta_{EL}}{\theta_{AZ}}\right) \quad (۱۲)$$

روابط بدست آمده در بالا در صورت قرار گرفتن ماهواره‌بر در هورن چهارم آنتن صحیح می‌باشد؛ در صورتی که ماهواره‌بر در هورن‌های دیگر واقع شود، می توان زاویه بین ماهواره‌بر و هر یک از هورن ها را با توجه به شکل هندسی بدست آمده مشابه شکل ۳ بدست آورد. توان دریافتی در هر یک از هورن‌ها را نیز می توان با رابطه ۱۳ بدست آورد که در این رابطه توان دریافتی هورن چهارم در نظر گرفته شده است. در رابطه ۱۳، θ_{hp} ، عرض بیم نصف توان آنتن و v_i نویز سفید است. ثابت k در نقطه نصف توان بدست می‌آید که برابر ۱/۳۸۱۶ می باشد[۱۳].

$$f_1(\theta)=\exp\left[-k\left(\frac{\theta_{\text{sat-horn4}}}{\theta_{hp}}\right)^2\right]+v_i \quad (۱۳)$$

با توجه به استفاده از تکنیک ردیابی مونوپالس چهار هورن برای محاسبه آفست‌های سمت و فراز موشک ماهواره‌بر، هر یک از فید هورن‌های ردیاب مونوپالس سیگنال ارسالی از ماهواره‌بر را از یک موقعیت کمی متفاوت و با اختلاف توان اندکی نسبت به هم دریافت می کنند. توان دریافتی هورن‌های متضاد به هم اضافه می شوند تا یک بیم جمع تشکیل دهند و از هم تفریق می‌شوند تا بیم تفاضلی را تشکیل دهند. بیم تفاضلی، خطای نشانه‌روی آنتن را مشخص می کند. اگر بیم تفاضلی صفر باشد، آنتن رو به هدف است ولی در صورتی که بیم تفاضلی غیر صفر باشد، خطای نشانه‌روی تولید می‌شود[۱۱،۱۹]:

$$E_{\text{sum}}=\frac{f_1+f_2+f_3+f_4}{2} \quad (۱۴)$$

$$E_{\text{AZ-diff}}=\frac{(f_2+f_4)-(f_1+f_3)}{2} \quad (۱۵)$$

$$E_{\text{EL-diff}}=\frac{(f_3+f_4)-(f_1+f_2)}{2} \quad (۱۶)$$

در روابط فوق f_1، f_2، f_3 و f_4 توان دریافتی هر یک از هورن‌ها است و E_{sum} سیگنال جمع، $E_{\text{AZ-diff}}$ سیگنال تفاضلی سمت و $E_{\text{EL-diff}}$ سیگنال تفاضلی فراز است. سپس از روی این سیگنال‌ها سیگنال خطای سمت و فراز بدست می‌آید[۱۹،۲۰]:

$$E_{\text{AZ-error}}=\frac{E_{\text{AZ-diff}}}{E_{\text{sum}}} \quad (۱۷)$$

$$E_{\text{EL-error}}=\frac{E_{\text{EL-diff}}}{E_{\text{sum}}} \quad (۱۸)$$

و در نهایت مقادیر تخمینی آفست زاویه‌ای سمت و فراز یعنی $\hat{\theta}_{AZ}$ و $\hat{\theta}_{EL}$ طبق الگوریتم محاسبه می‌شود و مقدار k_m طبق [۱۳] به صورت $k_m=4\ln(2)\frac{\theta_0}{\theta_{hp}}$ محاسبه می‌شود[۲۰،۲۱]:

$$E_{\text{AZ-error}}=k_m\frac{\hat{\theta}_{AZ}}{\theta_{hp}} \quad (۱۹)$$

$$E_{\text{EL-error}}=k_m\frac{\hat{\theta}_{EL}}{\theta_{hp}} \quad (۲۰)$$

نتایج و بحث

در این مقاله، سیستم مونوپالس، دامنه- دامنه در نظر گرفته شده است. شبیه‌سازی انجام شده مطابق دیاگرام بلوکی شکل ۲ صورت گرفته است. در ابتدا داده های مسیر فرضی ماهواره‌بر که شامل موقعیت زاویه‌ای سمت و فراز است؛ در بازه زمانی در نظر گرفته شده از روی معادلات حرکتی ماهواره‌بر، در فازهای مختلف پروازی بدست آورده می‌شوند که این زوایا به عنوان ورودی الگوریتم مونوپالس می‌باشند. در مرحله بعد کل بازه زمانی تقسیم‌بندی شده و در هر قسمت یک آفست dc برای سمت و فراز، به طور فرضی به عنوان آفست ورودی به الگوریتم مونوپالس داده می‌شود؛ این آفست‌ها در واقع خطای بین موقعیت زاویه‌ای سمت و فراز موشک ماهواره‌بر و سمت و فراز ردگیری شده توسط آنتن ایستگاه زمینی

است. هدف از بکارگیری روش مونوپالس کاهش آفست‌های سمت و فراز ردگیری ماهواره‌بر و اصلاح موقعیت آنتن است که نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که خطا به میزان خوبی کاهش پیدا کرده است.

فرضیات شبیه‌سازی

مدت زمان پرواز و وزن موشک با توجه به اطلاعات [۲۲] انتخاب شده است و مقادیر مطابق با واقعیت است؛ زمان‌های تغییر جرم و میزان تغییر جرم موشک در هر مرحله انتخابی است. با توجه به این که ابتدا شبیه‌سازی بدون در نظر گرفتن فرضیات شبیه‌سازی و صرفا با کمک داده‌های آماده انجام شد، مشاهده شد که نتایج ردیابی بدون تفاوت فاحشی در دقت ردیابی بدست آمدند؛ در نتیجه چگونگی فرضیات شبیه‌سازی تاثیر قابل توجهی در دقت ردیابی ندارد و فقط مدل مسیر مانور تغییر می‌کند.

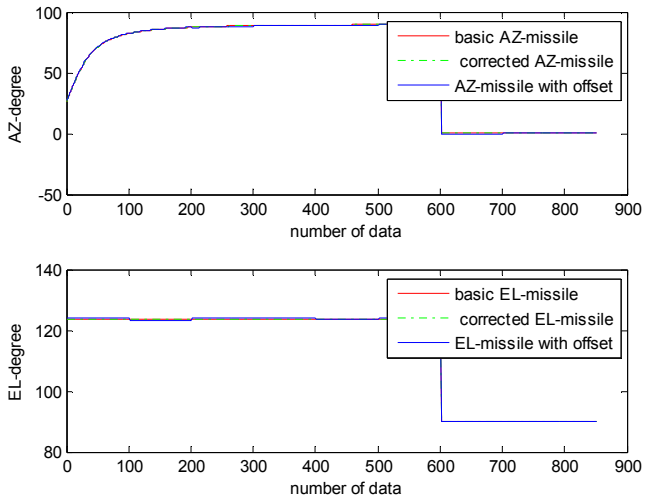
در این مقاله موشک ماهواره‌بر دو مرحله‌ای فرض شده است. کل مدت پرواز ۱۸ ثانیه می‌باشد که تا ثانیه ۱۳ موشک در فاز عمود پروازی و از آن پس تا ثانیه ۱۸ در فاز چرخش گرانشی است. از نیروهای آیرودینامیکی صرف‌نظر شده است، یعنی موشک بدون سطح مقطع لحاظ شده است. زمین غیر چرخشی در نظر گرفته شده و شتاب گرانش زمین ثابت فرض شده است که این موارد در معادلات لحاظ شده است. در روند شبیه‌سازی جرم موشک پیوسته رو به کاهش است و در دو مرحله جدایش با کاهش ناگهانی جرم موشک روبرو هستیم. مقادیر در نظر گرفته شده برای جرم موشک در کلیه مراحل به قرار زیر می باشد:

جرم اولیه موشک ماهواره‌بر ۱۳۵ تن است که در ثانیه ۸ اولین مرحله جدایش اتفاق می‌افتد و وزن موشک ماهواره‌بر از ۱۰۰ تن به ۸۶/۵۳۲ تن می‌رسد و در ثانیه ۱۱/۲ دومین مرحله جدایش اتفاق می‌افتد و وزن موشک ماهواره‌بر از ۷۰ تن به ۶۰ تن می‌رسد. در واقع کلیه مراحل جدایش در فاز عمود پروازی اتفاق می‌افتد.

ارتفاع پرواز ۲۰۰۰km در نظر گرفته شده است که در فاز عمود پروازی این ارتفاع حاصل می‌شود و تغییر ارتفاع در فاز چرخش گرانشی قابل صرف‌نظر کردن است. با توجه به ارتفاع، ماموریت ماهواره‌بر قرار دادن ماهواره در مدار LEO است.

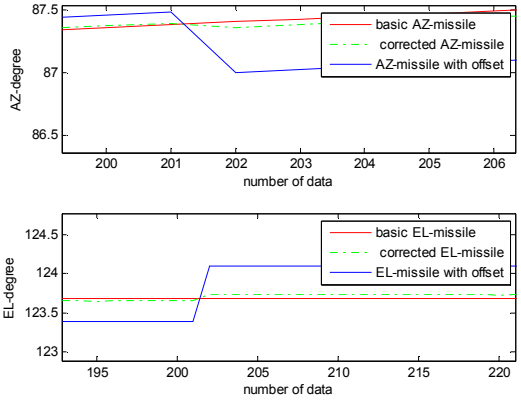
نتایج شبیه‌سازی

خط افقی نمودارها بر حسب تعداد داده است که معادل زمانی آن با توجه به زمان کل پرواز و همچنین با توجه به پله زمانی در نظر گرفته شده که ۰/۰۲ است، هر ۱۰۰ داده معادل ۲ ثانیه از زمان پرواز است. همانطور که در شکل ۴ پیداست در نقطه ۶۰۱ که معادل ثانیه ۱۳ است، مسیر پرواز از فاز پرواز عمودی به فاز چرخش گرانشی تغییر کرده است. در شبیه‌سازی ها زاویه مانور پیچ ۶۰ و نسبت تراست به وزن ۸ در نظر گرفته شده است. در شکل ۵ بزرگنمایی شکل ۴ و چگونگی نزدیک شدن مسیر ردگیری شده توسط آنتن که خطای آن اصلاح شده به مسیر طراحی شده برای موشک (مسیر مرجع) نشان داده شده است.



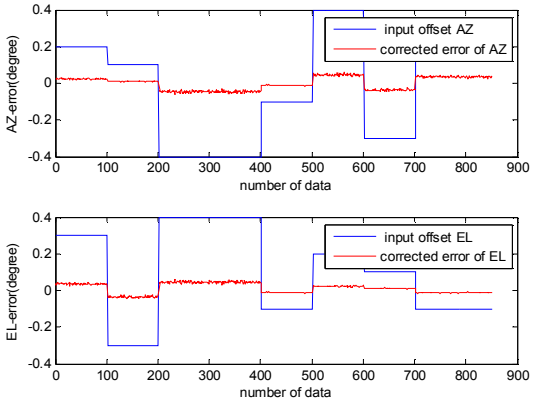
شکل ۴. مسیر مرجع موشک ماهواره بر، مسیر دارای خطای ردگیری شده توسط آنتن، مسیر ردگیری شده توسط آنتن که خطای ردگیری با مونوپالس اصلاح شده

رنگ قرمز در شکل ۴ و ۵ مسیر زاویه سمت و فراز اصلی طراحی شده برای موشک، رنگ آبی مسیر زاویه سمت و فراز دارای خطای ردگیری شده توسط آنتن و رنگ سبز مسیر زاویه سمت و فراز ردگیری شده توسط آنتن بعد از اصلاح خطا توسط روش مونوپالس است. همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود خطای آفست اولیه به خوبی با روش مونوپالس اصلاح شده است.

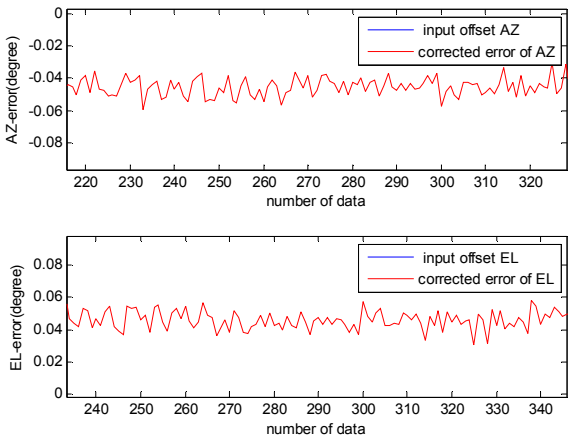


شکل ۵. بزرگنمایی شکل ۴ در محدوده دیتای ۲۰۰ تا ۳۰۰

در شکل ۶ خطای ردگیری آنتن که در شکل آفست ورودی نام گرفته با رنگ آبی و اصلاح شده آن توسط الگوریتم مونوپالس به رنگ قرمز نشان داده شده است. همانطور که از شکل ۷ نیز پیداست، خطا به میزان خوبی تا حدود ۱۰ برابر کاهش یافته است.

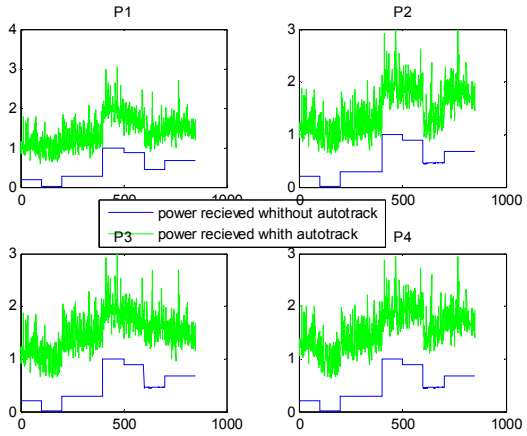


شکل ۶. آفست ورودی به الگوریتم مونوپالس و آفست خروجی از آن

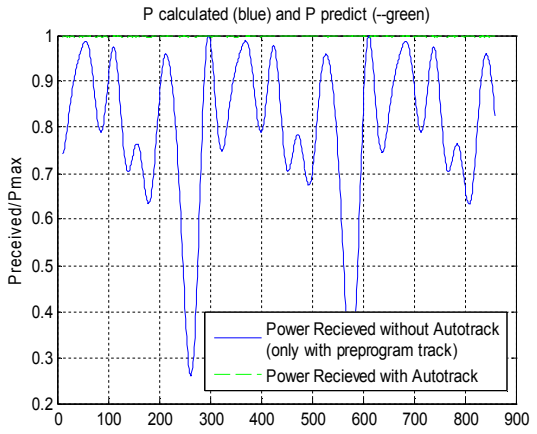


شکل ۷. میزان آفست خروجی از الگوریتم مونوپالس(بزرگنمایی شکل ۶)

در [۲۳] به ردیابی ماهواره به روش پله‌ای پرداخته شده است. آنتن ردیابی در این کار یک هورن است؛ یعنی سیگنال در یک کانال دریافت می‌شود. یکی از پارامترهای مهمی که در پیاده‌سازی ردیاب خودکار پله‌ای نقش اساسی دارد سطح توانی است که در هر لحظه آنتن ایستگاه زمینی در اختیار سیستم قرار می‌دهد؛ به همین دلیل سطح توان دریافتی در [۲۳] و مقاله حاضر با هم مقایسه می‌گردد. با توجه به اینکه آنتن ردیابی در مقاله حاضر ۴ هورن یا ۴ کاناله است، سیگنال دریافتی در ۴ کانال نشان داده شده است و سیگنال دریافتی در [۲۳] در ۱ کانال نمایش داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود افزایش سطح توان دریافتی با استفاده از روش مونوپالس نسبت به پله‌ای بیشتر است.



شکل ۸. مقایسه توان دریافتی در دو حالت بدون ردیابی خودکار و با ردیابی خودکار در روش مونوپالس



شکل ۹. مقایسه توان دریافتی در دو حالت بدون ردیابی خودکار و با ردیابی خودکار در روش پله‌ای

در [۲۳] پس از تحقیقات صورت گرفته ذکر شده است که روش‌های گرادیان، برازش منحنی که الگوریتم‌های رایج مورد

استفاده در روش پله‌ای هستند، برای ماهواره‌های مدار همزمان GEO و برای زمانی که مشکلی در دریافت سیگنال بیکن نداشته باشیم مثل بدی آب و هوا، جوابگوست اما برای ماهواره‌های مدار غیرهمزمان LEO که سرعت حرکتشان به دور زمین بالاست، این روش با الگوریتم بکاررفته به خاطر کندی بیش از حد آن اصلا جوابگو نیست و خیلی زود ماهواره را گم می‌کند، لذا برای غلبه بر مشکل کندی ابتدا ردیاب را به صورت پیش برنامه، برنامه‌ریزی کرده و با الگوریتم گام پله‌ای تصحیحات لازم را انجام می‌گیرد.

اما در هر حال باید توجه داشت که با این روش تنها تا ۱۰ درصد زاویه بیم نصف توان، می‌توان خطای ردیابی را جبران کرد و برای جبران کامل خطای ردیابی باید آن را هموار کرد که به الگوریتم InTrack معروف است و یا از روش‌های دیگر ردیابی خودکار نظیر مونوپالس بهره جست.

نتیجه‌گیری

پژوهش‌های صورت گرفته حاکی از این است که روش‌های ردیابی قفل خودکار که به منظور ردیابی دقیق هدف مورد استفاده قرار می‌گیرند، اغلب جهت ردگیری ماهواره مورد استفاده واقع شده است؛ به عنوان نمونه در [۱۵] روش مونوپالس جهت ردیابی ماهواره استفاده شده است؛ که دقت اندازه‌گیری در این پژوهش تا حدود ۰/۰۰۳ درجه بوده است؛ البته مسیر ماهواره بر خلاف موشک ماهواره‌بر یک مدار ثابت بدون مانور است. با توجه به اهمیت ردیابی دقیق موقعیت آنتن ردیاب ماهواره‌بر، در این مقاله از یکی از روش‌های ردیابی خودکار یعنی روش مونوپالس جهت ردیابی استفاده شده است، چون در صورت عدم دقت کافی در تعیین موقعیت آنتن، حجم زیادی از اطلاعات ارسال شده و یا دریافت شده از موشک ماهواره‌بر از بین می‌رود، همچنین دلیل اصلی استفاده از روش مونوپالس از بین روشهای دیگر قفل خودکار، همانطور که در قبل گفته شد، دقت بالاتر این روش نسبت به روش‌های دیگر است که به این مساله در [۱۵] پرداخته شده و روشهای قفل خودکار با یکدیگر مقایسه گردیده است و روش مونوپالس به عنوان دقیق‌ترین روش ردیابی خودکار معرفی گردیده است؛ علاوه بر این دریافت اطلاعات هدف در یک پالس توسط کانال‌های مجزا در این روش، باعث می‌شود عواملی که ناخواسته دامنه سیگنال دریافتی را تغییر می‌دهند تأثیر چندانی بر دقت محاسبه زوایای هدف نداشته باشند. از نتایج شبیه‌سازی‌ها واضح است که استفاده از تکنیک مونوپالس برای ردیابی دقیق موشک حامل ماهواره مناسب می‌باشد و دارای صحت ردگیری مناسبی است و خطای ردگیری به میزان قابل توجهی با استفاده از این روش کاهش پیدا کرده است.

مرجع‌ها

[1] Pooja Singh and Mrs. Lalley P.M, Portable Monopulse Tracking Reciever, International Conference on Green High Performance Computing 2013

[2] Sandeep Gogineni, Target Tracking Using Monopulse MIMO Radar With Distributed Antennas,2011, Vol- 1,pp 194-197.

[3] Zhao YiNan et al., 2010, Monopulse Radar Tracking of Unresolved Targets using frequency agility and Multiple Observations, Vol -2, pp 65-72.

[4] J. C. Wu et.al. Wireless Indoor Localization Using Dynamic Monopulse Receiver., Vol-2 , pp 65-72. 2010

[5] S.A. Elgamel and J. Soraghan, Enhanced monopulse Tracking Radar using Optimum Fractional Fourier Transform,2010, Vol 5, Iss-1, pp. 247-250.

[6] C Yuan et al, A Quantitive Method to Assess Monopulse Radar Seeker Angle Measurement Performance in The Presence of Noise Jamming, 2011, Vol 44, pp. 1854-1850.

[7] Fanji Meng, Jiemin Zeng, Yuwen Wang. The Study on the Ka-Band Tracking Receiver, Third International Conference Inteligent Control and Information Processing, 2012-pp 517.

[8] Zheng Jia, Ma Guo-sheng. Research on Simulation for Satellites Antenna Angular Tracking Based on Virtual Instrument. Radio Communication Technology, 2010, 36(1),pp 37-38.

[۹] صنایع مخابرات ایران، گروه صنعت فضایی، ردیابی خودکار اجسام پرنده، گزارش گروه کنترل، ۱۳۹۰ ، ص ۱۷۵-۱۷۳.

[10] K. Barton,David, "History of Monopulse Radar in The US",IEEE A&S Systems Magazine,March 2010,p. 85.

[11] Rhodes Donald R., "Introduction to monopulse", Artech House, 1980, pp.73-77.

[۱۲] خوشخویی، اکرم، طراحی و شبیه‌سازی ردیابی موشک ماهواره‌بر به روش مونوپالس، پایان نامه کارشناسی ارشد، مهندسی برق- کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۹۰، ص ۲۱.

[13] Leonov Aleksander I. and Fomichev Konstantin I., "Monopulse radar", William F. Barton, Artech House, 1986,pp. 240-256.

[14] Samual M. Sherman, "Monopulse Principles and Technique ", Artech House, 1984,p. 125.
[۱۵] مختاری، یاسر، طراحی و شبیه‌سازی ردیاب خودکار ماهواره به روش مونوپالس، پایان نامه ارشد، مهندسی برق- کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۹، ص ۱۱۱.
[۱۶] ازگلی سجاد و عاروان محمدرضا، مدلسازی و شبیه‌سازی سیستم‌های متحرک، انتشارات یا مهدی، چاپ اول، ۱۳۸۹، ص ۲۷۲-۲۷۹.
[17] Ashish Tewari, ″Atmospheric & Space Flight Dynamics Modeling & Simulation with MATLAB & Simulink" ,2009,pp. 367-369.

[18] Gawronski Wodek, "Modeling and Control of Antennas", *Springer Science & Business Media*,2008,pp. 4-6.
[19] Peyton Z. Peebles, Jr., "Radar Principles", John Wiley & Sons, inc., 1990,p. 201.
[20] Zipfel Peter. H, ″Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics",2000, pp. 314-317.
[21] Merrill I.Skolnik, "Introductio to radar systems", Mac- GrawHill,2001, pp.112-115.
[۲۲] شاه‌میرزایی، صدیقه، طراحی و بهینه‌سازی بوستر موشک چندمرحله‌ای سوخت مایع، پایان‌نامه ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی ملک اشتر، ۱۳۸۷، ص ۱۵۲.
[۲۳] بابایی ایرج، طراحی و شبیه‌سازی ردیاب خودکار پیش‌بین آنتن ایستگاه زمینی، پایان‌نامه ارشد، مهندسی برق کنترل، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۸۹، ص ۷۷-۷۸، ص ۸۷-۸۸.