

بهینه سازی طراحی سنسور زمین جهت تعیین ارتفاع ماهواره

مژده حیدریان اصل^۱

۱- استادیار- دانشکده مهندسی برق، واحد دشتستان، دانشگاه آزاد اسلامی، دشتستان، ایران
heydarianasl23@yahoo.com

چکیده: سنسور افق زمین یکی از ابزارهای اساسی در سیستم هدایت ماهواره است. این سنسور جهت شبیه سازی سیستم کنترل ماهواره و همچنین تعیین جهت ماهواره ضروری است. از اینرو، آشکارسازهای پیروالکترونیک برای دستیابی به این هدف بکار برده شده اند. در این مقاله، مدل فیزیکی آشکارساز پیروالکترونیک و مدل ریاضی یک سنسور افق زمین برای شبیه سازی یک ماهواره بررسی می شود. آشکارساز پیروالکترونیک جهت محاسبه پاسخ پله و میدان دید، که به عنوان مهمترین پارامترهای تعیین افق زمین هستند، بکاربرده می شود. جهت بهبود آشکارسازی اشیاء در فواصل دور از آشکارساز، میدان دید باید تا حد ممکن کوچک باشد. علاوه بر این، اثر تداخلات خورشیدی برای سنسورها با استفاده از FOV باریک کاهش یافته است. ارزیابی وسیله با استفاده از سیستم تست انجام شده است و عملکرد سنسور از این طریق تعیین می شود. نتایج حاصل نشان می دهد که مقدار بهینه میدان دید با استفاده از لوله های پلاستیکی به ۵۰ درجه کاهش یافته است. نتایج مدلسازی تایید می کند که استفاده از آشکارسازهای پیروالکترونیک برای دستیابی به اهداف تحقیق امکان پذیر است.

واژه های کلیدی: سنسور افق زمین، میدان دید، تشعشع مادون قرمز، آشکارساز پیروالکترونیک، سنسور ماهواره، پاسخ پله

نوع مقاله: پژوهشی

DOI: 10.52547/jiaeee.19.1.367

تاریخ ارسال مقاله: ۱۳۹۷/۴/۱۰

تاریخ پذیرش مشروط مقاله: ۱۳۹۷/۱۲/۰۴

تاریخ پذیرش مقاله: ۱۳۹۸/۹/۲۴

نام نویسنده ی مسئول: دکتر مژده حیدریان اصل

نشانی نویسنده ی مسئول: ایران - برازجان - خیابان جوان - دانشگاه آزاد اسلامی واحد دشتستان - دانشکده ی برق

۱- مقدمه

مکانیکی شبیه سازی شده اند که آنها را حجیم، سنگین، گران و در کاربردهای فضایی نامطلوب می کند. دلیل استفاده از آشکارسازهای پیروالکترونیک در این تحقیق مزایای آن شامل ارزان، سریع و قوی است. علاوه بر این، آشکارساز پیروالکترونیک نیازی به قطعات مکانیکی ندارد.

۲- روش تحقیق

۲-۱- آشکارساز پیروالکترونیک

آشکارسازهای پیروالکترونیک علاوه بر کاربردهای پزشکی در صنایع متعددی به کار برده شده اند [۲۰، ۲۱]. امروزه، این آشکارسازها به عنوان عنصر سنجش در فناوری های فضایی استفاده می شوند [۲۳-۲۵]. به طور کلی، آشکارسازهای پیروالکترونیک به تفاوت شار تابش مادون قرمز (IR) پاسخ می دهند [۲۶]. این محدودیت اصلی سنسورهای پیروالکترونیک است زیرا ابزارهای متعددی از جمله یک چاپر نوری [۲۷]، آینه اسکن [۲۸]، و بیشتر سیستم های دوطرفه، برای آشکارسازی به تشعشع پیوسته نیاز دارند. همه این ابزارها به قطعات مکانیکی احتیاج دارند که استفاده از آنها را در فضا بسیار بزرگ، سنگین، گران قیمت و نامناسب می کند.

برای غلبه بر این مسئله، عروتنی نیا و حیدریان اصل [۷] سیستم جدیدی را پیشنهاد کردند. در آن سیستم، آشکارسازهای پیروالکترونیک بدون هیچ گونه قطعه مکانیکی و فقط بر اساس سرمایش و گرمایش جایگزین آشکارساز استفاده می شدند. برای دستیابی به این هدف، از یک خنک کننده پلتیر استفاده شد که هنگام عبور جریان مستقیم از آن، گرما را از یک طرف به طرف دیگر منتقل می کند. مدل فیزیکی سیستم آشکارسازهای پیروالکترونیک در شکل ۱ نشان داده شده است. در این مدل، یک جسم گرم در مقابل سنسور پیروالکترونیک ثابت شده است و طرف ثانویه سنسور به سطح بالای خنک کننده پلتیر متصل است. جسم گرم (انسان و ...) منجر به گرم شدن سنسور می شود در حالیکه سطح بالای خنک کننده پلتیر با اعمال جریان سرد می شود. اختلاف دما بواسطه جسم گرم و خنک کننده پلتیر ایجاد می شود. همانطور که قبلاً نیز اشاره شد، مدل پیشنهادی به جای حساسیت به قطع و وصل نور یا حرکت یک جسم گرم، نسبت به اختلاف دما حساس است. برای راه اندازی این سیستم از منبع تغذیه استفاده می شود. علاوه بر این، سیگنال خروجی آشکارسازهای پیروالکترونیک بسیار کم است، حدود ۱ میلی متر، و به تقویت کننده نیاز دارد. مدار تقویت کننده سیگنال برای تقویت سیگنال خروجی آشکارساز در شکل ۲ نشان داده شده است. سیگنال خروجی تقویت می شود و سپس توسط یک اسیلوسکوپ نشان داده می شود.

در تحقیق جاری، آشکارسازهای پیروالکترونیک برای تشخیص افق زمین استفاده می شوند که برای شبیه سازی سنسور ماهواره اهمیت دارد.

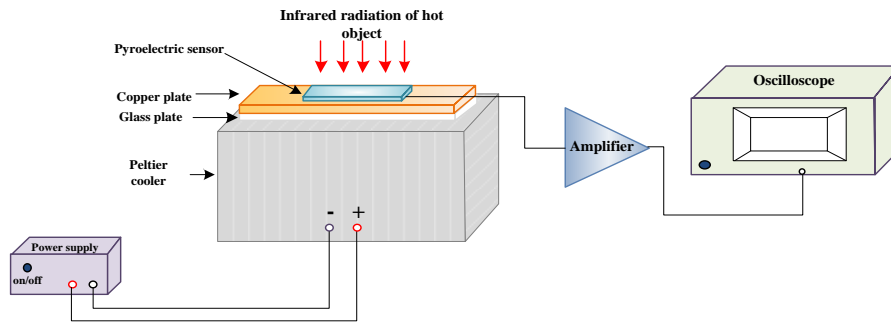
سنسورهای افق زمین (EHSs) برای تعیین موقعیت فضاپیما بر اساس افق زمین و مرکز زمین مورد نیاز است [۱-۳]. سنسورهای افق زمین اغلب به عنوان کنترل حلقه بسته در سیستم کنترل خودکار استفاده می شوند. علاوه بر این، این سنسورها از تشعشعات بین فضای سرد (جسم سیاه در دمای حدود ۴ درجه کلوین) و گرمای افق زمین (جسم سیاه در دمای حدود ۲۳۳ درجه کلوین و طول موج ۱۵ میکرومتر) استفاده می کنند [۴-۶] زیرا آنها دستگاه های مادون قرمز هستند. می توان از آشکارسازهای حرارتی و فوتون برای اسکن افق زمین استفاده کرد. آشکارسازهای حرارتی به دلیل مزایای خود ترجیح داده می شوند. انواع مختلفی از آشکارسازهای حرارتی از جمله آشکارسازهای ترموپیل، آشکارسازهای پیروالکترونیک و بلومترها وجود دارد. در ابتدا، بیان شد که اثر پیروالکترونیک بهترین جایگزین برای ترموپیل ها و ترمیستورها است [۷، ۸]. به طور کلی، آشکارسازهای پیروالکترونیک از قطعات متحرک برای تشخیص افق زمین استفاده می کنند [۹]. امروزه، سنسورهای زمین بر اساس آشکارسازهای ترموپیل برای تعیین نگرش ماهواره استفاده شده اند [۱۰].

چندین محقق چگونگی کاربرد گسترده آشکارسازهای مادون قرمز پیروالکترونیک برای تشخیص انسان و حسگرهای نوری [۱۱-۱۴] را مطرح کردند. سنسورهای مادون قرمز پیروالکترونیک دارای مزایایی از جمله هزینه کم، عملکرد بالا برای تشخیص تشعشع مادون قرمز در ۳۰۰ درجه کلوین (دمای اتاق) هستند. علاوه بر این، این آشکارسازها نیازی به سیستم خنک کننده گران قیمت ندارند [۱۵-۱۹].

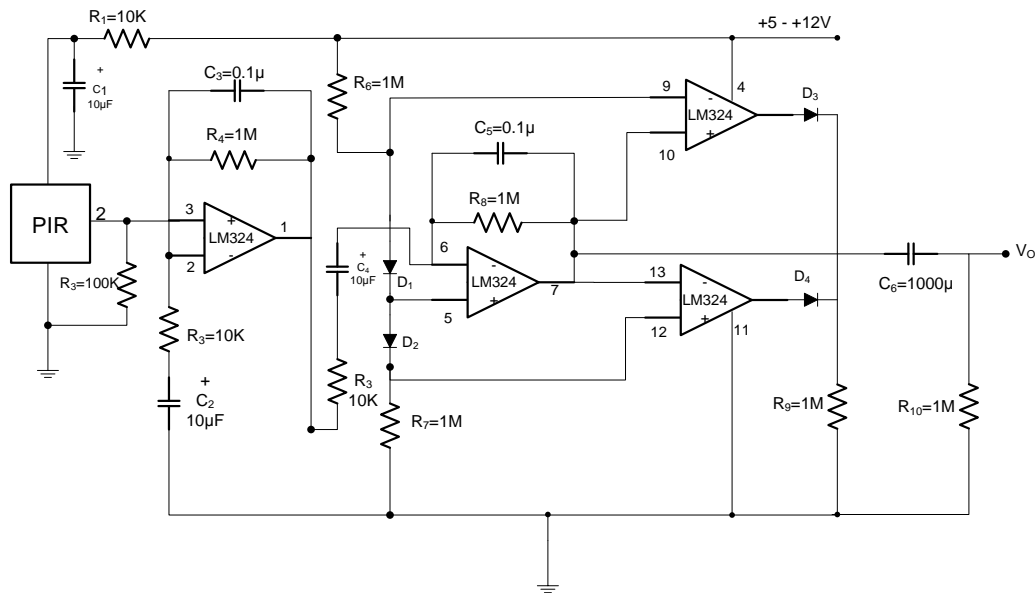
به منظور تعیین موقعیت فضاپیما در فضا، منابع متعددی از جمله خورشید، زمین، ماه و ستاره ها مورد نیاز است. محاسبات پیچیده با توجه به حرکت مرجع در فضا نیاز به استنباط مکان مشخص این اجسام دارد. زمین، خورشید و نمونه ای از ستاره ها علاقه مند به طراحی قسمت کنترل ماهواره هستند زیرا عملاً به عنوان مرجع در فضا استفاده می شوند. علاوه بر این، بیشترین ماهواره ها بر روی زمین مستقر شده اند. بنابراین، استفاده از سنسورهای زمین، به ویژه سنسور تشخیص افق زمین، بیشتر مورد توجه قرار گرفته است.

در این تحقیق، سنسور ماهواره بر اساس آشکارسازهای پیروالکترونیک شبیه سازی شده است. در ابتدا، مدل فیزیکی آشکارسازهای پیروالکترونیک مورد بررسی قرار گرفت. به دنبال آن، مدل ریاضی افق زمین در نظر گرفته شد. در نهایت، سنسور افق زمین شبیه سازی شد در حالی که آشکارساز پیروالکترونیک اجرا شد. این مدل در شبیه سازی سیستم های کنترل ماهواره ای استفاده شد.

دو پارامتر مهم برای تعیین عملکرد آشکارساز، پاسخ پله ای و میدان دید آشکارساز است که محاسبه می شوند. علاوه بر این، سنسورهای ماهواره ای با استفاده از چندین آشکارساز با قطعات

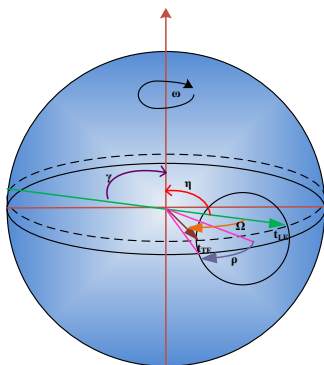


شکل (۱): مدل فیزیکی سیستم آشکارساز پیروالکتریک



شکل (۲): مدار تقویت کننده سیگنال برای تقویت سیگنال خروجی آشکارساز پیروالکتریک

ارتفاع مشخص در نظر گرفته می شود. ثانیاً، موقعیت محور چرخش با توجه به ماهواره فرض می شود.



شکل (۳): طراحی هندسی سنسور افق زمین

یکی از دلایل اصلی نیاز به ناوبری ماهواره، دقت بیشتر است. سنسورهای افق زمین به عنوان دستگاه های اصلی در ناوبری ماهواره ها مورد استفاده قرار گرفته اند. اطلاعات واقعاً ضروری از طریق سنسورهای خورشید و ستاره توسط سنسور افق زمین (EHS) برای تعیین موقعیت ماهواره در فضا ارائه می شود. عملکرد این وسیله بر اساس شناسایی زمین به عنوان یک جسم گرم کروی در فضای سرد و فضای نامحدود ناشی از تابش اشعه مادون قرمز بود. زمین را می توان با الگوریتم های کنترلی تشخیص داد. پس از آن مرکز و افق زمین نیز مشخص شد. با توجه به تفاوت درجه حرارت بین زمین و فضای نامحدود، چندین آشکارساز مادون قرمز حرارتی شامل ترموپیل، بلومتر و پیروالکتریک، برای قسمت های حساس دستگاه مناسب بودند. سنسورهای افق زمین مطابق شکل ۳ از نظر ریاضی مدل شده اند. برای سادگی مدل ریاضی، برخی مفروضات مورد نیاز است. در ابتدا،

شکل (۴): طراحی هندسی سنسور افق زمین با استفاده از مثلثات کروی

اگر معادله فوق برای η محاسبه شود، معادله (۴) نشان داده می شود:

$$\cos \rho - \cos \gamma \cos \eta = \pm (1 - \cos^2 \eta)^{1/2} \sin \gamma \cos \frac{\Omega_E}{2} \quad (۴)$$

سپس،
(۵)

$$(\cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma \cos^2 \frac{\Omega_E}{2}) \cos^2 \eta - 2 \cos \gamma \cos \rho \cos \eta + \dots + \cos^2 \rho - \sin^2 \gamma \cos^2 \frac{\Omega_E}{2} = 0$$

معادله (۵) یک معادله درجه دوم با توجه به η است که می توان به صورت زیر به آن پاسخ داد:

(۶)

$$\cos \eta = \frac{\cos \rho \cos \rho \pm \sin \gamma \cos \frac{\Omega_E}{2} (\cos^2 \gamma - \cos^2 \rho + \sin^2 \gamma \cos^2 \frac{\Omega_E}{2})^{1/2}}{\cos^2 \gamma + \sin^2 \gamma \cos^2 \frac{\Omega_E}{2}}$$

برای تعیین η ، مقدار γ و Ω_E ثابت است. بنابراین ، فقط محاسبه ρ مورد نیاز است. در ارتفاع (h) و شعاع زمین (R_E) ، ρ را می توان به راحتی محاسبه کرد.

$$\rho = \arcsin \frac{R_E}{R_E + h} \quad (۷)$$

در ادامه، حسگر افق زمین در فضا بر اساس آشکارساز پیروالکترونیک شبیه سازی شده است.

بر اساس این مدل ، Ω یک زاویه است که توسط آشکارساز در هر فاصله زمانی قابل مشاهده است. بنابراین ، Ω را می توان به صورت زیر محاسبه کرد:

$$\Omega = (t_0 - t_1) \omega \quad (۱)$$

که ω نرخ چرخش ماهواره را نشان می دهد. اگر زمین توسط آشکارساز قابل مشاهده باشد ، Ω_E به صورت زیر بیان می شود:

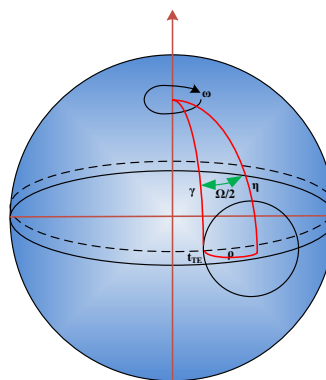
$$\Omega_E = (t_{LE} - t_{TE}) \omega \quad (۲)$$

Ω_E زاویه ای است که آشکارساز در آن زاویه می تواند زمین را تشخیص دهد.

اگر γ به عنوان زاویه ای بین محور چرخش و مرکز زمین در نظر گرفته شود که توسط آشکارساز قابل مشاهده است و η زاویه ای بین محور چرخش و مرکز زمین باشد که طبق شکل ۴ برای مثلثات کروی مناسب است ، $(\cos \rho)$ را می توان با استفاده از قانون کسینوس ها محاسبه نمود:

$$\cos \rho = \cos \gamma \cos \eta + \sin \gamma \sin \eta \cos \frac{\Omega_E}{2} \quad (۳)$$

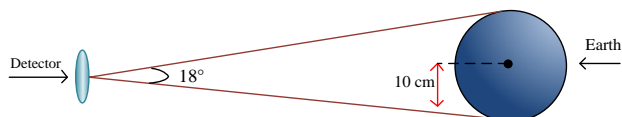
ρ زاویه شعاعی زمین است که از موقعیت سنسور قابل مشاهده است.



۳- نتایج شبیه سازی و بررسی عملکرد

دستگاه پیشنهادی

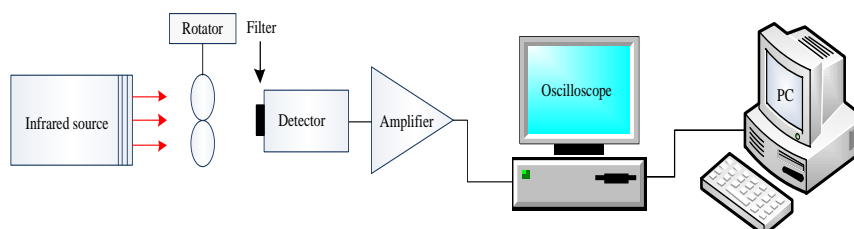
ماهواره ها منجر به عدم یکنواختی در تابش زمین می شوند، که منبع اصلی خطا در سنسورهای تشخیص افق زمین مادون قرمز استاتیک است. تغییرات در تابش زمین مطابق با تغییرات آب و هوایی و فصلی است که بر اساس زمان و تغییرات عرض جغرافیایی اتفاق می افتد. علت شبیه سازی عملکرد تابش زمین در فضا، هدف اصلی این تحقیق بود، بنابراین شبیه سازی یک سیستم برای تشخیص افق زمین شبیه سازی گردید. شکل ۵ شماتیک سیستمی را نشان می دهد که زمین را با توجه به ماهواره های واقع در ارتفاع ۳۶۰۰۰ کیلومتری از



شکل (۵): شماتیک زمین از نظر ماهواره

در این تحقیق، از یک نیمکره برای شبیه سازی زمین، به همراه یک آشکارساز مادون قرمز پیروالکترونیک که دارای مدارها و تجهیزات

سیگنال خروجی آشکارساز توسط یک مدار الکترونیکی تقویت شد. پس از آن، سیگنال تقویت شده توسط یک اسیلوسکوپ دیجیتالی به رایانه منتقل شد. بلوک دیاگرام سیستم فعلی در شکل ۶ نشان داده شده است.

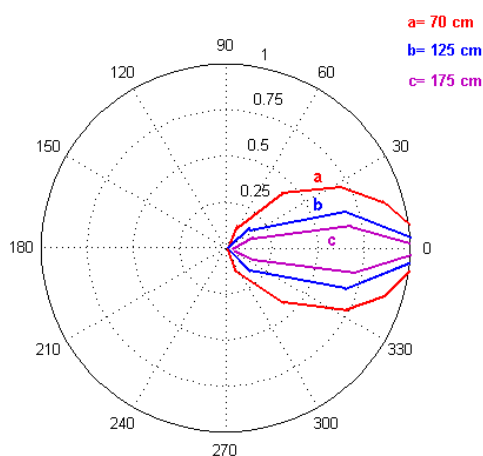


شکل (۶): بلوک دیاگرام سیستم آزمون در تحقیق کنونی

بر این، FOV مطابق با کارهای تحقیقاتی قبلی ۲۰ درجه بهینه شده است [۲۹].

جدول (۱): مقادیر میدان دید در فواصل مختلف

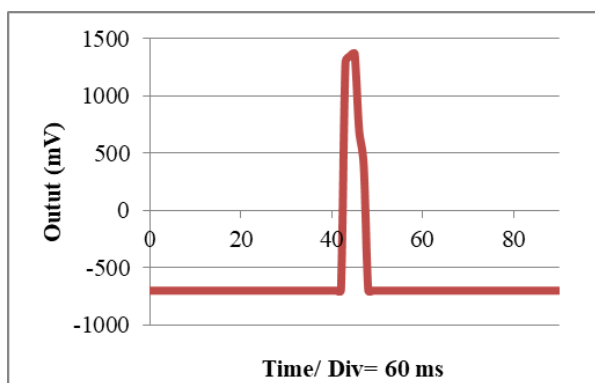
Distance	FOV/Aluminum	FOV/Plastic
70 cm	130°	100°
125 cm	75°	60°
175 cm	58°	40°



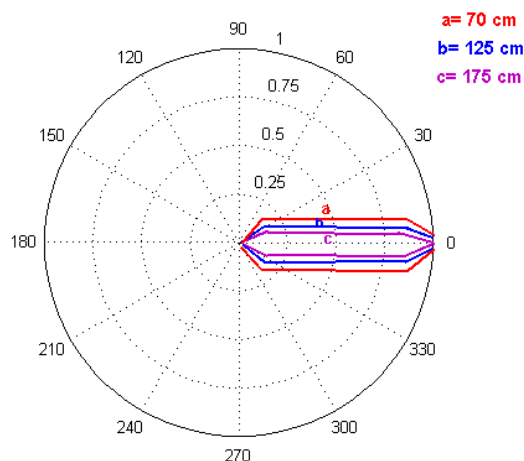
شکل (۷): محدوده تشخیص میدان دید (FOV) آشکارساز در فاصله $a = 70$ سانتی متر، $b = 125$ سانتی متر، $c = 175$ سانتی متر با استفاده از لوله آلومینیومی

برای تشخیص زمین بود، استفاده شد. این سیستم شامل موارد زیر است: شناسایی و آماده سازی آشکارسازهای مورد نیاز بر اساس اثر پیروالکتریک. شبیه سازی مدارهای جانبی برای تبدیل پاسخ حسگر به سیگنال های الکتریکی؛ و شبیه سازی یک منبع مادون قرمز برای شبیه سازی امواج تابشی زمین. یک چاپر در جلوی آشکارساز نصب شد تا نشان دهد که زمین شبیه سازی شده در حال حرکت است.

علاوه بر این، این پارامترها باید برای شبیه سازی سنسورهای ماهواره در نظر گرفته شوند. برای ارزیابی کمی سیستم، شبیه سازی دقیق یک سنسور ماهواره ای در نرم افزار Matlab با شبیه ساز ساختار سنسور افق زمین ایجاد شد که در شکل ۶ نشان داده شده است. با توجه به سیستم فعلی، آشکارساز باید دور محور خود در مقابل منبع حرارتی ثابت بچرخد تا میدان دید آشکارساز مشخص شود. همانطور که در شکل ۷ و ۸ نشان داده شده است، یک منحنی برای محاسبه FOV آشکارساز با مشاهده سیگنالهای خروجی از اسیلوسکوپ و مشخص شدن موقعیت مرجع بدست می آید. علاوه بر این مقادیر سیگنال را به صورت قطبی از نظر زاویه نسبت به زاویه مرجع ترسیم می کند. برای بهبود تشخیص هدف در فواصل دور آشکارساز، FOV باید تا حد امکان کوچک باشد. در ابتدا، لوله های آلومینیومی برای کاهش FOV در نظر گرفته شد. سپس، چندین آزمایش مورد بررسی قرار گرفت. اما هیچ نتیجه قابل قبولی در مورد کاهش قابل توجه FOV آشکارساز توسط لوله های آلومینیومی وجود نداشت. دلیل این مسئله این بود که لوله های آلومینیومی اشعه های مادون قرمز را جذب کرده و دوباره به سمت آشکارساز تابش می کنند. از این رو، لوله های پلاستیکی به کار برده شد و آزمایش های متعدد دیگری انجام شد. نتایج به صورت بدیهی نشان می دهد میدان دید (FOV) آشکارساز توسط یک لوله پلاستیکی با قطر ۵ سانتی متر در مقایسه با لوله آلومینیومی با قطر ۵ سانتی متر به ۵۰ درجه کاهش می یابد. شکل ۷ و ۸ میدان دید آشکارساز را در فواصل مختلف هدف برای مثال ۷۰ سانتی متر، ۱۲۵ سانتی متر و ۱۷۵ سانتی متر به ترتیب با استفاده از لوله های آلومینیومی و پلاستیکی نشان می دهد. بر اساس این ارقام، میدان دید به دلیل افزایش فاصله هدف کاهش یافته است. علاوه بر این، لوله های پلاستیکی FOV کوچکتر از لوله های آلومینیومی در شرایط مشابه دارند. جدول ۱ میزان FOV را در فواصل مختلف نشان می دهد. علاوه



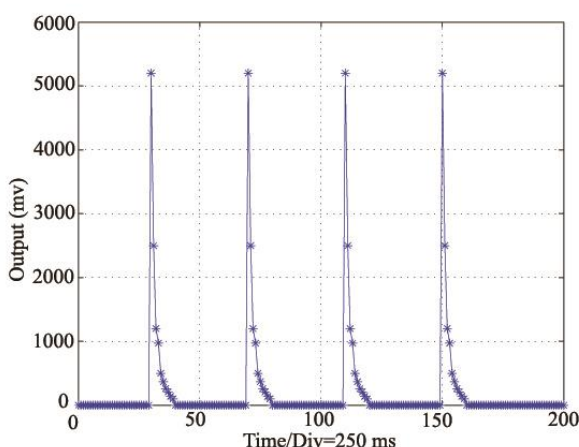
شکل (۱۰): پاسخ پله آشکارساز با استفاده از لوله پلاستیکی (فاصله = ۷۰ سانتی متر)



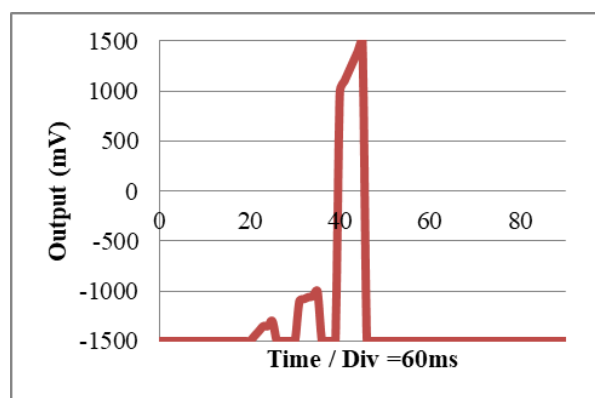
شکل (۸): محدوده تشخیص میدان دید (FOV) آشکارساز در فاصله $a = 70$ سانتی متر، $b = 125$ سانتی متر، $c = 175$ سانتی متر با استفاده از لوله پلاستیکی

همانطور که انتظار می رفت، نتایج مدل سازی با شرایط واقعی یکسان بود. در ابتدا، فرض بر این است که محل مورد نظر ثابت و نامرئی است، که به عنوان نویز در خروجی سیستم نشان داده می شود. جسم های گرم به عنوان منابع مادون قرمز در میدان دید سیستم شناخته شدند. در این وضعیت، آزمایش های متفاوتی برای دسترسی به عملکرد سیستم انجام شد. در نهایت، عملکرد سیستم با نتایج مشاهده شده از اسیلوسکوپ دیجیتالی تأیید شد. سیگنال خروجی آشکارساز برای چندین فاصله؛ شامل ۷۰ سانتی متر، ۱۲۵ سانتی متر، ۱۷۵ سانتی متر و ۲۲۵ سانتی متر در شکل های ۱۱ تا ۱۴ نشان داده شده است. با توجه به این نمودارها، افزایش فاصله منجر به کاهش میزان دامنه سیگنال خروجی می شود.

همانطور که قبلاً ذکر شد، یکی دیگر از پارامترهای اصلی برای تجزیه و تحلیل خواص آشکارسازهای پیروالکتریک به عنوان پاسخ پله آشکارساز تعریف می شود. بنابراین، با استفاده از یک سیستم تست، پاسخ پله آشکارساز محاسبه گردید. برای اندازه گیری پاسخ پله، آشکارساز در مقابل منبع حرارتی با دمای ۵۰ درجه سانتیگراد قرار گرفت. چابری برای یک لحظه کوتاه متوقف شد تا یک بار میدان دید قطع شود سپس پاسخ پله ترسیم شد. شکل ۹ پاسخ پله آشکارساز را با استفاده از لوله آلومینیومی در فاصله ۷۰ سانتی متر نشان می دهد. شکل ۱۰ پاسخ پله آشکارساز را با استفاده از لوله پلاستیکی در فاصله ۷۰ سانتی متر نشان می دهد. نتایج نشان می دهد که پاسخ پله لوله پلاستیکی بهتر از لوله آلومینیومی است.



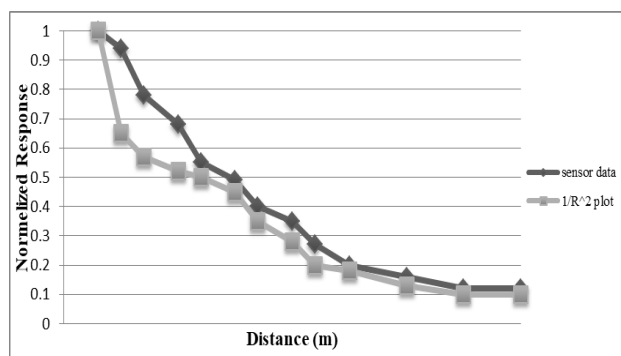
شکل (۱۱): سیگنال خروجی آشکارساز در فاصله ۷۰ سانتی متر



شکل (۹): پاسخ پله آشکارساز با استفاده از لوله آلومینیومی (فاصله = ۷۰ سانتی متر)

($R < 1$) است، اختلاف قابل توجهی دارند. علاوه بر این، آنها در فواصل بزرگتر از یک ($R > 1$) شبیه یکدیگر هستند. در مرحله بعد، یک مدل کروی با دمای مشخص برای شبیه سازی زمین ساخته شد. سپس، پاسخ آشکارساز مدل کروی تجزیه و تحلیل شد. پارامترهای متعددی مانند: پاسخ پله، میدان دید آشکارساز، حداقل و حداکثر فرکانس چاپر و حداقل خروجی قابل تشخیص محاسبه و روشهای کاهش سر و صدای محیطی مورد بررسی قرار گرفت. پاسخ پله و میدان دید آشکارساز در قسمت فعلی به تفصیل توضیح داده شد.

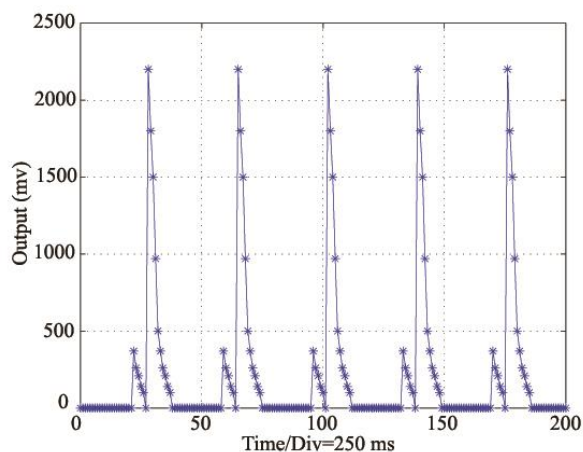
فرکانس چرخش چاپر بسیار مهم است زیرا آشکارساز تغییرات دما را در فرکانس بسیار پایین حس نمی کند. در نتیجه، منجر به محدود کردن عملکرد سیستم در فرکانس پایین سیستم می شود. از سوی دیگر، آشکارساز قادر نیست به تغییرات دما (نور مادون قرمز) با فرکانس بسیار زیاد آنطور که در سیستم تعریف شده است، به دلیل تغییرات سریع دما توسط چاپر پاسخ دهد. دامنه سیگنال خروجی به دلیل افزایش فرکانس چرخش چاپر کاهش می یابد. در میدان دید برابر با ۵۰ درجه، حداقل و حداکثر فرکانس چاپر به ترتیب $5/83 \times 10^{-2}$ هرتز و $5/8 \times 10^{-1}$ هرتز است.



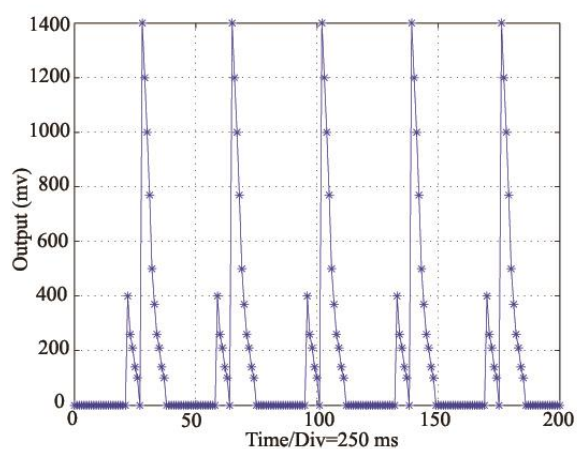
شکل (۱۵): پاسخ سنسور در مقایسه با منحنی $1/R^2$

۴- نتیجه گیری

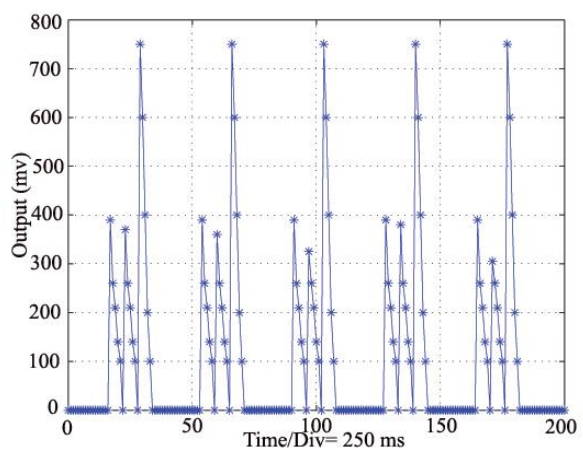
هدف اصلی در این مقاله، بهینه سازی یک سنسور زمین جهت تعیین موقعیت ماهواره بود. برای رسیدن به این هدف نیاز است یک میدان دید باریک از آشکارساز ایجاد گردد. در ابتدا، یک جسم کروی بعنوان زمین در نظر گرفته شد. سپس، همه تجهیزات و شرایط جهت شبیه سازی فضا تهیه گردید. تست های متعدد و مجزایی در آزمایشگاه انجام گردید و همچنین این سیستم توسط نرم افزار Matlab شبیه سازی گردید. سرانجام مقدار بهینه میدان دید مساوی با 50° با استفاده از لوله های پلاستیکی حاصل گردید. میدان دید 50° در لوله های پلاستیکی در مقایسه با میدان دید به کار برده شده در لوله های آلومینیومی 20° کاهش یافته است.



شکل (۱۲): سیگنال خروجی آشکارساز در فاصله ۱۲۵ سانتی متر



شکل (۱۳): سیگنال خروجی آشکارساز در فاصله ۱۷۵ سانتی متر



شکل (۱۴): سیگنال خروجی آشکارساز در فاصله ۲۲۵ سانتی متر

شکل ۱۵ پاسخ واقعی و ایده آل آشکارساز را نشان می دهد. پاسخ واقعی آشکارساز پاسخ عادی آشکارساز است. علاوه بر این، پاسخ ایده آل را می توان با منحنی تعریف کرد، جایی که R فاصله را نشان می دهد. همانطور که در این شکل نشان داده شده است، منحنی های واقعی و ایده آل به دلیل کاهش سریع زمانی که فاصله کمتر از ۱

- Microwave Atmospheric Satellite (MicroMAS) Communications Anomaly," *Journal of Small Satellites*, vol. 7, pp. 683-699, 2018.
- [19] Rahimi,T., Hosseini,S.H., Sabahi,M., Abapour,M., and Gharehpetian,G.B., "Reliability Analyse of Three Family and a New Structural Redundancy in Power Switches," *Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers*, vol. 15, pp. 89-102, 2018.
- [20] Levine,B., "Quantum- well infrared photodetectors," *Journal of applied physics*, vol. 74, pp. R1-R81, 1993.
- [21] Schneider,H., and Liu,H.C., *Quantum well infrared photodetectors*: Springer, 2007.
- [22] Heise,H., K pper,L., and Butvina,L., "Attenuated total reflection mid-infrared spectroscopy for clinical chemistry applications using silver halide fibers," *Sensors and Actuators B: Chemical*, vol. 51, pp. 84-91, 1998.
- [23] Gangale,G., Prata,A.J., and Clarisse,L., "The infrared spectral signature of volcanic ash determined from high-spectral resolution satellite measurements," *Remote sensing of environment*, vol. 114, pp. 414-425, 2010.
- [24] Kouzmin,V.S., and Rubovsky,A.E., "IR horizon sensor based on multielement pyroelectric detector," in *Aerospace/Defense Sensing and Controls*, 1996, pp. 411-417.
- [25] Mazruei,M., and Saadatmand-Tarzjan,M., "A New Algorithm for Detection of Vegetation and Shadow Regions in High Resolution Aerial/Satellite Images Based on Principal Component Analysis," *Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers*, vol. 15, pp. 25-43, 2018.
- [26] Popkov,V., Pirogov, M., and Vetrov,O., "Biscanning IR earth horizon sensor," in *International Conference on Space Optics—ICSO 2000*, 2017, p. 1056926.
- [27] Rullman,G.R., Baliga,S.B., and Doctor,A.P., "Space-qualified pyroelectric detectors," in *SPIE's International Symposium on Optical Engineering and Photonics in Aerospace Sensing*, 1994, pp. 39-45.
- [28] Nakamura,K., Ishigaki,T., Kaneko,A., Takahashi,S., Nishida,J., Wakabayashi,Y., et al., "Pyroelectric infrared detector for precision earth sensor," *International Journal of Infrared and Millimeter Waves*, vol. 10, pp. 907-930, 1989.
- [29] Heydarianasl,M., and Borazjani,O., "Design and Construction of a Satellite Sensor Simulator for Earth Horizon Recognition using Pyroelectric Detectors," *Life Science Journal*, vol. 11, 2014.
- [1] Farahanifar,M. and Assadian,N., "Integrated magnetometer–horizon sensor low-earth orbit determination using UKF," *Acta Astronautica*, vol. 106, pp. 13-23, 2015.
- [2] Nguyen,T., "Attitude determination using infrared earth horizon sensors," 2014.
- [3] Rad,A.M., Nobari,J.H., and Nikkhah,A.A., "Optimal attitude and position determination by integration of INS, star tracker, and horizon sensor," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 29, pp. 20-33, 2014.
- [4] Wertz,J.R., *Spacecraft attitude determination and control* vol. 73: Springer Science & Business Media, 2012.
- [5] Grassi,M., "Attitude determination and control for a small remote sensing satellite," *Acta Astronautica*, vol. 40, pp. 675-681, 1997.
- [6] Saifudin,M.A., Amin,D.E., and Huzain,M.F., "Development of experimental star sensor for LAPAN-A3/IPB microsatellite," *Advances in Aerospace Science and Technology in Indonesian*, vol. 1, pp. 8-16, 2016.
- [7] Orvatinia,M., and Heydarianasl,M., "A new method for detection of continuous infrared radiation by pyroelectric detectors," *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 174, pp. 52-57, 2012.
- [8] Ovchinnikov,M.Y., Roldugin,D., and Penkov,V., "Three-axis active magnetic attitude control asymptotical study," *Acta Astronautica*, vol. 110, pp. 279-286, 2015.
- [9] Sáez,A.G., Quero,J.M., and Jerez,M.A., "Earth Sensor Based on Thermopile Detectors for Satellite Attitude Determination," *IEEE Sensors Journal*, vol. 16, pp. 2260-2271, 2016.
- [10] Hao,Q., Brady,D.J., Guenther,B.D., Burchett,J.B., Shankar,M., and Feller,S., "Human tracking with wireless distributed pyroelectric sensors," *IEEE Sensors Journal*, vol. 6, pp. 1683-1696, 2006.
- [11] Gopinathan,U., Brady,D., and Pitsianis,N., "Coded apertures for efficient pyroelectric motion tracking," *Optics express*, vol. 11, pp. 2142-2152, 2003.
- [12] Sekmen,A.S., Wilkes,M., and Kawamura,K., "An application of passive human-robot interaction: human tracking based on attention distraction," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans*, vol. 32, pp. 248-259, 2002.
- [13] Nguyen,T., Cahoy,K., and Marinan,A., "Attitude Determination for Small Satellites with Infrared Earth Horizon Sensors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 55, pp. 1466-1475, 2018.
- [14] Rahmati,M., and Bejestani,M.R., "A Method for Destriping of Satellite-Based Pushbroom-Type Images," *Journal of Iranian Association of Electrical and Electronics Engineers*, vol. 13, pp. 93-102, 2016.
- [15] Fang,J.S., Hao,Q., Brady,D.J., Shankar,M., Guenther,B.D., Pitsianis,N.P., et al., "Path-dependent human identification using a pyroelectric infrared sensor and Fresnel lens arrays," *Optics express*, vol. 14, pp. 609-624, 2006.
- [16] Sharma,P., Reece,T.J., Ducharme,S., and Gruverman,A., "High-resolution studies of domain switching behavior in nanostructured ferroelectric polymers," *Nano letters*, vol. 11, pp. 1970-1975, 2011.
- [17] Stuart,A.D., "Some applications of infrared optical sensing," *Sensors and Actuators B: Chemical*, vol. 11, pp. 185-193, 1993.
- [18] Marinan, A., Hein,A., Lee,Z., Carlton,A., Cahoy,K., Milstein,A., et al., "Analysis of the Microsized