

# طراحی سیستم مولد پالس عمودی محموله تصویربرداری ماهواره‌های چرخان LEO

داریوش عباسی مقدم<sup>۱</sup>، حسن احمدی<sup>۲</sup>، مجتبی ابوالقاسمی<sup>۳</sup>

۱. استادیار بخش مهندسی برق، دانشکده فنی، دانشگاه شهید باهنر کرمان [abbasimoghadam@uk.ac.ir](mailto:abbasimoghadam@uk.ac.ir)

۲. کارشناسی ارشد برق مخابرات، دانشگاه کاشان

۳. استادیار دانشکده برق و کامپیوتر، دانشگاه مالک اشتر

تاریخ دریافت: ۹۲/۱۱/۱۷ تاریخ پذیرش: ۹۳/۱۱/۴

## چکیده:

سنجنده‌های مولد پالس عمودی در ماهواره‌های تصویربرداری چرخان مورد نیاز است. این سیستم باید در حین چرخش، زمین را حس کرده و پالس شروع تصویربرداری را برای زیرسیستم‌های محموله و تله‌متری تولید کند. به عبارت بهتر وظیفه این زیرسیستم فعال سازی محموله تصویربرداری و بخش تله‌متری در زمان مناسب جهت تصویربرداری می‌باشد. برای تولید این پالس، از خاصیت انتشار امواج IR زمین استفاده می‌شود. در بیشتر سیستم‌های تشخیص زمین در ماهواره‌ها از روش حسگر حرارتی در محدوده طیفی  $14\mu\text{m}$  تا  $16\mu\text{m}$  استفاده شده است. ماده مورد استفاده در ساخت اپتیک ژرمانیم می‌باشد که خواص انتقال حرارتی خوبی در این محدوده طیفی دارد. ژرمانیم بسادگی قابل ماشینکاری بوده و بدلیل تفرق رنگی کم می‌توان لنز را بدون تصحیح تهیه کرد. در این مقاله طراحی و ملاحظات پیاده سازی سیستم مولد پالس عمودی مبتنی بر آشکارساز پیروالکتریک برای ماهواره‌ای با ارتفاع ۸۰۰ کیلومتر ارائه شده است.

## کلیدواژه:

ماهواره، مولد پالس عمودی، IR آشکارساز پیروالکتریک

## مقدمه

است که در فصول مختلف شدت متفاوتی دارد. به همین جهت از باند طیفی بزرگتر از  $2\mu\text{m}$  استفاده می‌شود. باندهای طیفی خیلی بزرگتر از  $15\mu\text{m}$  نیز به دلیل پیچیدگی سخت افزار و ملاحظات مهندسی استفاده نمی‌شوند [۳]. اگر از فضا به زمین نگاه شود، زمین مانند یک دیسک داغ به نظر می‌آید و درجه حرارت آن در مقایسه با فضای اطراف آن بالاتر است. اختلاف بین فضا و کره زمین توسط یک حسگر سنجنده می‌شود. حسگر حرارت که همراه با چرخش ماهواره می‌چرخد در هر چرخش بطور متناوب زمین و فضا را حس می‌کند. خطی که مرکز زمین را به مرکز ماهواره (محور اپتیکی دوربین تصویربرداری) متصل می‌کند را محور موقعیت عمودی گفته می‌شود. با تشخیص زمان عبور از لبه فضا-زمین و لبه زمین-فضا با توجه با اطلاعات زمان و موقعیت، سیگنالهای مورد نیاز برای تشخیص موقعیت عمودی تولید می‌شوند. اپتیک حسگر به نحوی ساخته می‌شود که امواج IR را عبور دهد ولی از اختلال ناشی از وجود ابرها جلوگیری نماید. حسگر باید توانایی کار در روز و شب را نیز دارا باشد اگرچه به دلیل عدم وجود نور کافی برای عملیات تصویربرداری، در شب تصویربرداری انجام نمی‌شود.

یکی از زیرسیستم‌های اساسی ماهواره‌های چرخان مولد پالس عمودی<sup>۱</sup> (VPG) است که وظیفه یافتن زمین را دارد. مولد پالس عمودی باید پالس شروع تصویربرداری را برای قسمت دوربین و تله‌متری تولید کند. در واقع وظیفه آن فعال سازی قسمت تصویربرداری و بخش تله‌متری در زمان مناسب جهت تصویربرداری می‌باشد. همچنین حسگر زمین در ماهواره که وظیفه یافتن زمین را برای زیرسیستم کنترل و تعیین وضعیت ماهواره را دارد دارای ساختاری مشابه است.

استفاده از تصویربرداری مرئی برای این سیستم‌ها بدلیل حساسیت CCD و عدم امکان تصویربرداری در شب مدار می‌مکن نیست علاوه بر این تشعشعات IR زمین نوسانات محلی کم و تغییرات فصلی کمی داشته و اختلالات خورشید در این باند ۷۵ بار کمتر از باند مرئی است. همچنین کنتراست بین زمین و فضا در باند IR بیشتر از باند مرئی است. به همین جهت آشکارسازی حرارتی برای این ماموریت ترجیح داده می‌شود [۱]، [۲]. مزیت دیگر استفاده از باند IR مستقل شدن سیستم از اشعه خورشید

1. Vertical Pulse Generator

زیادی ارائه شده است که بعضاً دارای توان مصرفی زیاد و نویز تولیدی زیادی می‌باشند [۱۴].

ساختار ارائه شده در این مقاله براساس تقویت‌کننده امیدانس خازنی است. ساختار پیش تقویت و تقویت‌کننده سیستم پیشنهادی مشابه ساختار روشهای مدارات بازخوان IR مرسوم است اما مدارات ارائه شده از این طبقه به بعد برای آشکارسازی تغییرات دما استفاده شده و طراحی می‌گردند. مهمترین مزیت روش ارائه شده در این مقاله عدم نیاز به پروسسور و حافظه و در نتیجه کاهش حجم، وزن و توان مصرفی، آسیب‌پذیری کمتر از تشعشعات فضایی و افزایش قابلیت اطمینان این سیستم است. علاوه بر این دلیل استفاده از مشتق‌گیر نویز سیستم کاهش قابل ملاحظه‌ای داشته در نتیجه سیگنال به نویز بالاتری خواهیم داشت. ساختار مقاله بدین صورت است که ابتدا اطلاعات مورد نیاز جهت تولید پالس عمودی و اصول عملکرد VPG ارائه می‌شود. سپس اپتیک و آشکارساز مناسب انتخاب می‌شود. پس از انتخاب آشکارساز، مدارات الکترونیک مناسب جهت استخراج اختلاف دما ارائه می‌شوند. نهایتاً جمع‌بندی مقاله آورده خواهد شد.

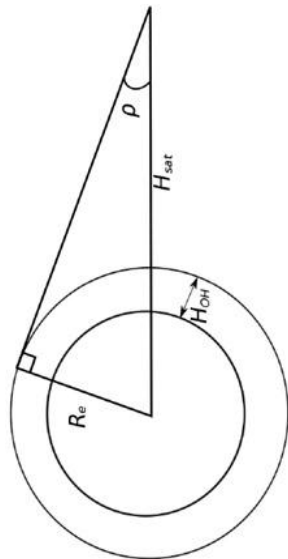
### اطلاعات مورد نیاز برای تولید پالس عمودی

هنگامی که ماهواره در حال چرخش است، محور دوربین تصویربرداری تنها در مدت یک سوم از زمان چرخش به سمت زمین قرار می‌گیرد (در حدود ۱۲۰ تا ۱۳۰ درجه). در هر چرخش، یکبار محور دوربین عمود بر سطح زمین قرار می‌گیرد که آنرا موقعیت عمودی گویند. سیگنال تصویر باید در زمان مناسب توسط دوربین گرفته شده و ارسال گردد (مد بلادرنگ). مد دیگر که مد ذخیره و ارسال نامیده می‌شود تصویربرداری در جایی انجام می‌شود که ماهواره در دید ایستگاه زمینی دریافت تصاویر نیست بنابراین تصویر در حافظه محموله ذخیره شده و وقتی که ماهواره در دید ایستگاه زمینی قرار گرفت، سیگنال برای ایستگاه زمینی ارسال می‌شود. محموله تصویربرداری باید عملیات تصویربرداری را از یک زاویه ثابت قبل از موقعیت عمودی شروع کند. بنابراین قسمت VPG باید پالس فعال‌سازی دوربین تصویربرداری را به اندازه یک زاویه ثابت قبل از موقعیت عمود ارسال کند (شکل ۱). در همین زمان پالس فرمان مورد نیاز برای قسمت تله‌متری نیز ارسال می‌شود تا اطلاعات تله‌متری درست در لحظه تصویربرداری ثبت شده و سپس همراه با اطلاعات تصویربرداری به ایستگاه زمینی ارسال شود. اهمیت اطلاعات تله‌متری از این جهت است که این اطلاعات در مراحل پردازش تصویر و تفسیر آن لازم می‌باشند. زاویه شروع تصویربرداری ۹/۷ درجه قبل از موقعیت عمودی فرض می‌شود. زاویه خاتمه تصویربرداری ۹/۷ درجه بعد از موقعیت

آشکارسازهای مادون قرمز به دو دسته کوانتومی و حرارتی تقسیم می‌شوند [۴]-[۸]. حسگرهای کوانتومی در دمای خیلی پایین کار کرده و نیازمند سیستم‌های خنک‌کننده هیدروژنی هستند که دارای حجم، وزن و توان مصرفی زیادی هستند [۵]، [۶]. بنابراین برای ماهواره‌های کوچک LEO که دارای محدودیتهای جدی در توان، حجم و وزن هستند مناسب نیستند. بنابراین سیستمی لازم است که به سیستم‌های خنک‌کننده نیازی نداشته و در عین حال ارزان نیز باشد. به همین جهت آشکارسازهای فوتونی که سیستم‌های گران‌قیمتی بوده و نیازمند سیستم‌های خنک‌کننده هستند مناسب این کاربرد نیستند. آشکارسازهای حرارتی شامل پیروالکترونیک<sup>۲</sup>، بلومتر<sup>۳</sup> و ترموپیل<sup>۴</sup> می‌باشند. آشکارسازهای Bolometer شامل مقاومت‌هایی هستند که مقدار مقاومت آنها در اثر تغییرات درجه حرارت محیط، تغییر می‌کند. دقت و سرعت این نوع آشکارساز، چندان مطلوب نیست. در آشکارسازهای ترموپیل هنگامی که تشعشع IR به حسگر برخورد می‌کند، دمای کریستال را تغییر داده و بار الکتریکی روی سطح کریستال ایجاد می‌کند که متناسب با مقدار انرژی حرارتی دریافت شده است. ترموپیل دارای پاسخ کوچکی بوده پس باید تقویت شود اما دارای سیگنال به نویز کمی هستند بنابراین مناسب کاربرد ما نیستند. این نوع آشکارساز در کاربردهایی که نیاز به اندازه‌گیری دما دارند بکار می‌روند [۷]. به دلیل سرعت آشکارسازی زیاد و عدم تأثیرپذیری از عوامل مختلف و به دلیل تغییر دمای زیاد بین جو زمین و فضای بالای آن، آشکارساز پیروالکترونیک برای این ماموریت انتخاب گردید [۹]. همچنین مدارات الکترونیک که وظیفه خواندن اطلاعات حسگر حرارتی و پردازش آن را دارند طراحی و ارائه می‌شوند.

ورودی تقویت‌کننده آشکارساز IR ساختارهای متفاوتی دارد. اولین آن، ساختار سورس شناور است. این ساختار هر چند ساده و کوچک است اما دارای خروجی غیرخطی، ناپایدار و فرکانس کاری کوچکی است که برای کاربرد در ماهواره مناسب نیست [۱۰]. ساختار دیگر با نام تزریق مستقیم شناخته می‌شود [۱۱] پیچیده‌تر از سورس شناور بوده و در جاهایی که تشعشع IR کمی وجود داشته و جریان تاریک زیادی وجود داشته باشد عملکرد مناسبی ندارد. ساختار بعدی تزریق مستقیم بافر شده است که دارای راندمان بالاتر و پاسخ فرکانسی بهتری است اما دارای پیچیدگی بیشتر، نویز زیادتر و پایداری کمتری است [۱۲]. نهایتاً ساختار آشکارساز مبتنی بر تقویت‌کننده امیدانس خازنی است که دارای راندمان و پایداری خوبی است [۱۳]. برای این روش نیز مدارات

- 2 . Pyroelectric
- 3 . Bolometer
- 4 . Thermopile



عمودی در نظر گرفته می‌شود. با توجه به سرعت مداری ماهواره، سرعت چرخش ماهواره 4rpm و پیوستگی تصاویر، دقت تولید پالس (حداکثر خطا) برابر با 0/2 درجه فرض می‌شود.

اگر ارتفاع جو ( $H_{ho}$ ) را 100 کیلومتر در نظر بگیریم در این صورت برای زاویه  $\rho$  داریم

$$\sin(\rho) = \frac{R_e + H_{ho}}{R_e + H} \Rightarrow \rho = \sin^{-1} \left( \frac{R_e + H_{ho}}{R_e + H} \right)$$

$$\Rightarrow \rho = \sin^{-1} \left( \frac{6371 + 100}{6371 + 800} \right) = 65^\circ$$

که در آن  $R_e$  شعاع زمین و  $H$  ارتفاع ماهواره است.

### اصول عملکرد مولد پالس عمودی (VPG)

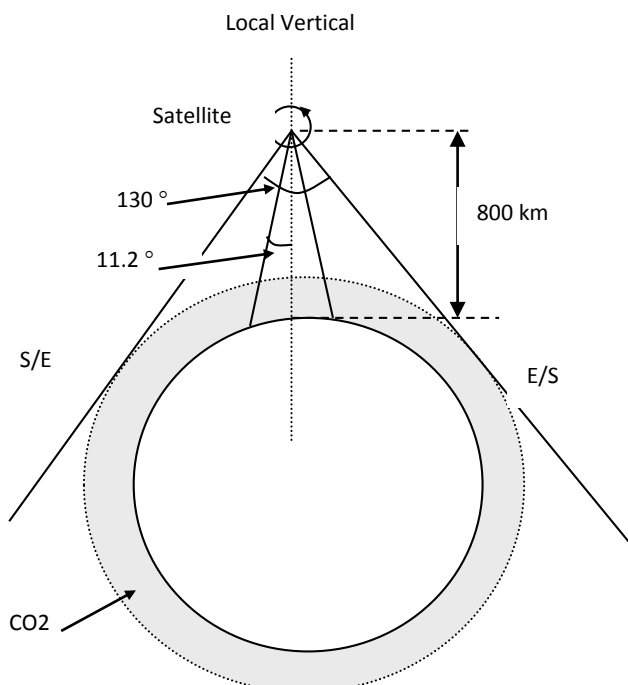
برای ماهواره چرخان، تولید پالس موقعیت عمودی بر پایه تصویربرداری IR انجام می‌گیرد. یعنی برای تولید این پالس، از خاصیت انتشار امواج IR از زمین استفاده می‌شود. این روش شبیه حسگرهای آلبدو<sup>5</sup> می‌باشد ولی اساس آن فقط در محدوده سیگنالهای IR که از کره زمین تشعشع می‌کند قرار دارد. در شکل (2) بلوک دیاگرام سیستم VPG نشان داده شده است.

### اپتیک VPG

با توجه به نمودار تشعشع حرارتی زمین که در شکل (3) دیده می‌شود، در محدوده  $14\mu m$  تا  $16\mu m$  تشعشع حرارتی عبور یافته از CO2 ثابت است [2]. تقریباً در تمامی سیستم‌هایی که برای تشخیص زمین در ماهواره‌ها به روش حسگر حرارتی استفاده می‌شوند از همین محدوده طول موج استفاده می‌شود. در باندهای بالاتر نویز زمینه خیلی زیاد بوده و عبور اتمسفر به شدت کاهش می‌یابد به همین دلیل از این باندها کمتر استفاده می‌شود. اپتیک وظیفه جمع‌آوری انرژی حرارتی و متمرکز نمودن آن روی آشکارساز را داراست.

ماده مورد استفاده در پیاده سازی لنز اپتیک، ژرمانیم می‌باشد. ژرمانیم به سادگی قابل ماشینکاری بوده و تفرق کم و ایندکس انکسار بزرگ آن باعث می‌شود بسادگی و اغلب بدون تصحیح بتوان لنز را تهیه کرد. علاوه بر این ژرمانیم از نظر مکانیکی محکم و سخت بوده و خواص انتقال حرارت خوبی دارد.

به دلایل ذکر شده و توانایی عبور تشعشعات IR ژرمانیم، انتخابی مناسب برای اپتیک این سیستم می‌باشد. فیلتر اپتیکی مورد استفاده، یک فیلتر میان گذر با پوشش ضد انعکاس در محدوده  $16\mu m$  می‌باشد.



شکل 1. نحوه عملکرد VPG

نسبت کانونی یا عدد F- $f$  لنز 0/9 بوده و میدان دید آن  $3^\circ$  است. با توجه به ارتفاع 800 کیلومتر ماهواره پهنای پوششی روی زمین<sup>7</sup> برابر است با:

$$swath = 2H \times \tan(FOV / 2)$$

$$= 2 \times 800 \times \tan(1.5^\circ) = 41.9 \text{ Km}$$

اندازه حسگر آشکارساز 1mm است بنابراین فاصله کانونی (f) برابر است با:

6 . F number  
7 . Swath width

5 . Albedo

آشکارساز دارای نویز بیش از اندازه و غیر ضروری خواهد بود. اگر اندازه عنصر خیلی کوچک باشد کارایی آشکارساز برای آشکارسازی کاهش خواهد یافت. برای کاربرد مورد نظر سطح  $1\text{mm} \times 1\text{mm}$  کافی است.

$$f = \frac{H \times p}{\text{swath}} = \frac{800 \times 10^3 \times 1 \times 10^{-3}}{41.9} = 19.1\text{mm}$$

با توجه به نسبت کانونی قطر سیستم اپتیکی برابر است با:

$$F = \frac{f}{D} = \frac{19.1\text{mm}}{D} = 0.9 \Rightarrow D = 21.2\text{mm}$$

### آشکارساز

#### آشکارساز پیروالکترونیک مدل 1501

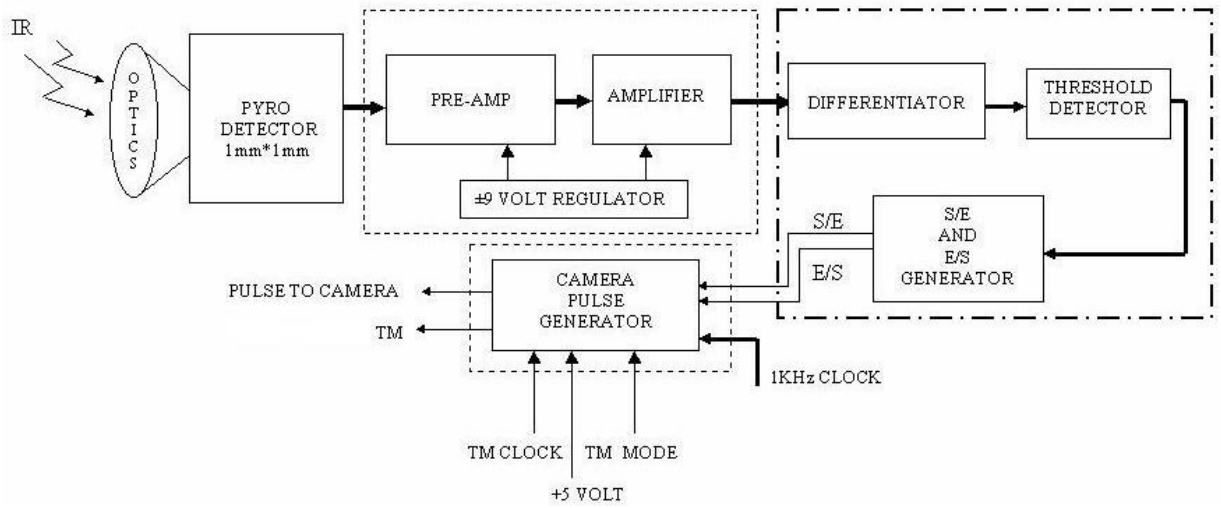
مدل 1501 شرکت Servo، یک آشکارساز تک پیکسل پیروالکترونیک با حساسیت خوب و قابلیت اطمینان بالا است. این مدل در دو حالت VM 1501 (مدولتاژ) و CM 1501 (مدجریان) موجود است. اجزای حسگر به صورت فوتولیتوگرافی بر روی کریستال تنانتالات لیتیم ترسیم شده‌اند که ابعادی در حدود  $0.5$  تا  $2$  میلی‌متر مربع دارند. پنجره آشکارسازها برای قابلیت عبوردهی بهتر در محدوده  $2$  تا  $15$  میکرومتر دارای پوشش ضد تشعشع هستند. از دیگر آشکارسازهای جایگزین می‌توان به LH1 778 و Eltec 442-3 اشاره نمود که دارای مشخصاتی شبیه آشکارساز فوق هستند. آشکارسازهای پیروالکترونیک، تنها به تغییرات حرارت حساسند و می‌توانند تغییرات ایجاد شده در تشعشع IR (یا همان تغییرات درجه حرارت) را با دقت و سرعت خوبی حس کنند. در واقع آشکارسازهای پیروالکترونیک منابع جریانی هستند که خروجی آنها متناسب با تغییرات دما، تغییر می‌کند. از نظر کارکرد می‌توان آشکارساز پیروالکترونیک را به صورت مدار شکل (د) مدل کرد. تشعشعات مادون قرمز باعث شارژ خازن‌های CC و CS شده که در اثر این شارژ جریانی تولید می‌شود. بنابراین باید تغییرات این جریان سنجیده شده و تقویت گردد.

در مدار معادل امپدانس خروجی در محدوده  $10K\Omega - 20K\Omega$ ، ولتاژ آفست در محدوده  $0.2V$  تا  $1.5V$ ، ماکزیمم محدوده تغذیه الکتریکی  $5V$  تا  $18V$ ، توان اپتیکی ورودی (سیگنال ورودی)  $100mW$ ، محدوده دمای نگهداری ( $-55^\circ\text{C}$ ،  $+125^\circ\text{C}$ ) و دمای عملکرد ( $-40^\circ\text{C}$ ،  $+100^\circ\text{C}$ ) است. مقادیر پیشنهادی برای شرایط کاری تغذیه الکتریکی  $9VDC$  و محدوده دمای کاری  $30^\circ\text{C}$  تا  $65^\circ\text{C}$  است.

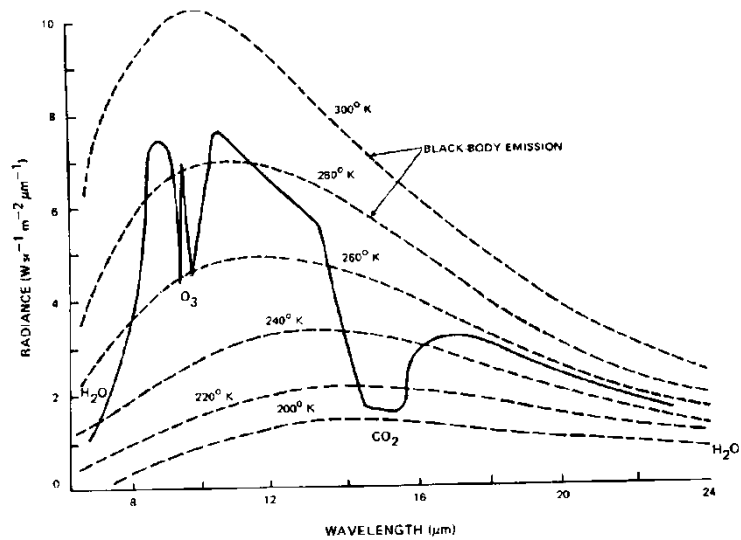
پس از اپتیک، آشکارساز قرار می‌گیرد. همان گونه که در شکل (۴) نشان داده شده است آشکارسازهای مادون قرمز پیروالکترونیک متشکل از یک کریستال پیروالکترونیک، یک فیلتر نوری و یک ترانزیستور FET هستند. تشعشع IR باعث افزایش دمای کریستال شده که این تغییر دما باعث یونیزه شدن شبکه کریستالی پیروالکترونیک می‌شود. تغییر دما باعث حرکت یونها شده و جریان الکتریکی روی سطح کریستال ایجاد می‌کند که متناسب با مقدار انرژی حرارتی دریافت شده است. به این پدیده اثر «پیروالکترونیک» گفته می‌شود. بنابراین این آشکارسازها با تغییرات دما کار میکنند. ترانزیستور FET جهت بافر کردن پتانسیل تولیدی سرامیک در داخل حسگر استفاده شده است. جریان خروجی توسط مقاومت  $R1$  به ولتاژ تبدیل می‌شود و از طریق خازن  $C1$  در اختیار سایر بخش‌های مدار قرار می‌گیرد. در واقع خازن  $C1$  دمای ثابت که باعث ایجاد جریان DC است را حذف میکند.

به دلیل تغییر دمای زیاد بین جو زمین و فضای بالای آن، این حسگر مناسب آشکارساز زمین و VPG مورد نظر است. علاوه بر این، این حسگر دارای محدوده دینامیکی زیاد، قابلیت آشکارسازی تشعشعات IR در طول موجهای بلند (۱ تا ۱۰۰ میکرومتر) و طول موج مورد نظر را داراست و ویژگیهایی مانند عدم نیاز به سیستم خنک کننده، پاسخ طیفی نسبتاً هموار و صاف، نسبت سیگنال به نویز بالا، سرعت پاسخ دهی بالا و هزینه کم، آنرا برای VPG مناسب می‌کند. همچنین به دلیل توان مصرفی کم، رنج دمای کار زیاد (محدوده  $40^\circ\text{C}$  تا  $85^\circ\text{C}$ ) آشکارساز IR پیروالکترونیک مدل ۱۵۰۱ در نظر گرفته می‌شود.

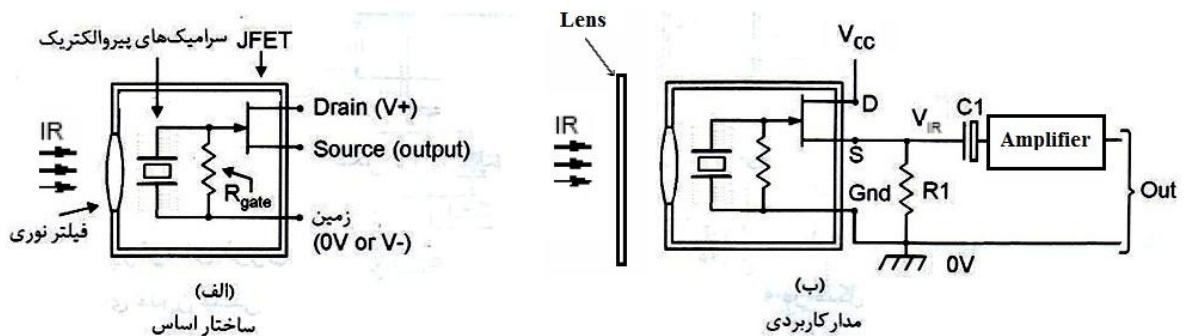
اندازه پیکسل یا سطح فعال آشکارساز با توجه به اندازه اشعه (مقدار انرژی و مساحت تشعشع) که قرار است آشکار گردد انتخاب می‌شود. اگر اندازه پیکسل بیش از اندازه مورد نیاز باشد، خروجی



شکل ۲. بلوک دیاگرام VPG



شکل ۳. تشعشع حرارتی زمین [۲]



شکل ۴. ساختار اساسی و نحوه استفاده آشکارساز مادون قرمز پیروالکتریک [۸]

پیش تقویت‌کننده<sup>۸</sup> و تقویت‌کننده

در این قسمت و نیز بخش تقویت‌کننده از IC شماره LM108 بدلیل جریان آفست کم، دریافت جریان آفست پایین، دمای کاری وسیع ( $-55^{\circ}C, +125^{\circ}C$ ) و مشخصات عملکردی مناسب آن استفاده شده است. در تقویت‌کننده چون نیاز به تقویت زیادی داریم، باید چند مرحله تقویت‌کننده قرار داده شود. قسمتی از تقویت سیگنال را طبقه پیش تقویت‌کننده انجام می‌دهد و قسمت دیگر آن، با استفاده از دو مرحله تقویت توسط تقویت‌کننده LM108 انجام می‌شود (شکل (۶)).  $C2 = 150\text{ pf}$  بوده و بهره این تقویت‌کننده برابر  $1 + \frac{R5}{R4}$  می‌باشد.

رگولاتور  $\pm 9\text{ v}$ 

چنانچه در بلوک دیاگرام کلی VPG مشاهده می‌شود، برای تأمین تغذیه پیش تقویت‌کننده و تقویت‌کننده، ولتاژهای  $\pm 9\text{ v}$  رگوله شده نیاز است. این دو تغذیه را با استفاده از ولتاژهای تغذیه  $\pm 15\text{ v}$  در رگولاتور خطی قابل تنظیم LM137 بصورت شکل (۷) تولید می‌گردد. در ساختار دوم R1 مقداری بین  $(100\Omega, 300\Omega)$  داشته و ولتاژ خروجی برابر است با:

$$V_{out} = 1.25 \left( 1 + \frac{R2}{R1} \right) + 50\mu\text{A} \times R2$$

مقاومت R1 برابر ۲۴۰ اهم انتخاب شد. بنابراین R2 برای ساختار اول که پیاده سازی شده است برابر است با

$$R2 = \frac{V_{out} - 1.25}{\frac{1.25}{R1} + 50\mu\text{A}} = \frac{9 - 1.25}{\frac{1.25}{120} + 50\mu\text{A}} = 740\Omega$$

و برای ساختار دوم

$$R2 = \frac{V_{out} - 1.25}{\frac{1.25}{R1} + 50\mu\text{A}} = \frac{9 - 1.25}{\frac{1.25}{240} + 50\mu\text{A}} = 1474\Omega$$

## مدار مشتق‌گیر

بعد از مرحله تقویت، بلوک دیفرانسیل‌گیر و تشخیص آستانه قرار دارد. وظیفه این قسمت نیز توسط IC شماره LM108 انجام می‌پذیرد (شکل (۸)). مقاومت R9 برای کاهش اثرات نویز فرکانس بالا استفاده شده است [۱۵] و باید خیلی کوچکتر از R11 باشد. براحتی می‌توان دید که تابع انتقال این مدار برابر است با:

$$\frac{V_{out}(S)}{V_{in}(S)} = \frac{S \times C6 \times R11}{S \times (C6 + C5) \times R9 + 1}$$

برای عملکرد مناسب فرکانس باید خیلی کمتر از  $\frac{1}{(C6 + C5) \times R9}$  باشد. فرکانس خروجی حسگرهای

پیروالکترونیک کوچک و در حوالی صفر است برای پیروالکترونیک مدل 1501 این فرکانس کمتر از ۱۰ هرتز است.

## مولد پالس E/S, S/E

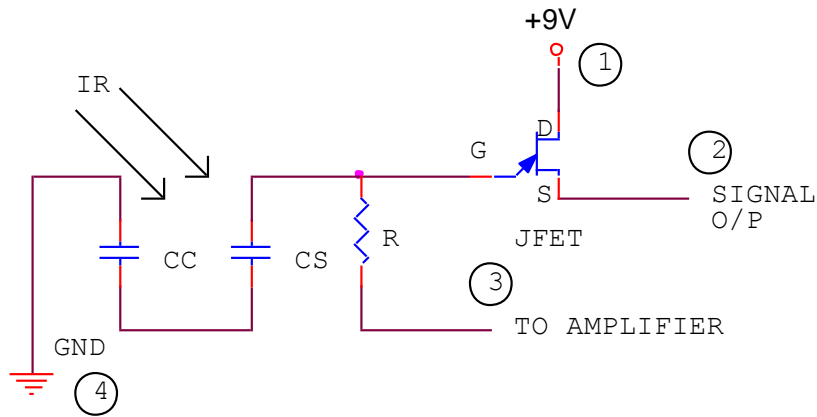
پس از دیفرانسیل‌گیری، عملیات آشکارساز آستانه و تولید پالسهای<sup>۹</sup> S/E (عبور از فضا به زمین) یا<sup>۱۰</sup> E/S (عبور از زمین به سمت فضا) توسط مدار شکل (۹) انجام می‌پذیرد. بسته به آستانه مورد نظر مقاومت‌های R13 و R19 تعیین خواهند شد. نهایتاً برای تولید پالسهای S/E یا E/S از CD4013 استفاده شد که یک دوال D فلیپ فلاپ با توان مصرفی کم و امنیت بالا در مقابل نویز است.

## تولید پالس‌های مورد نیاز دوربین

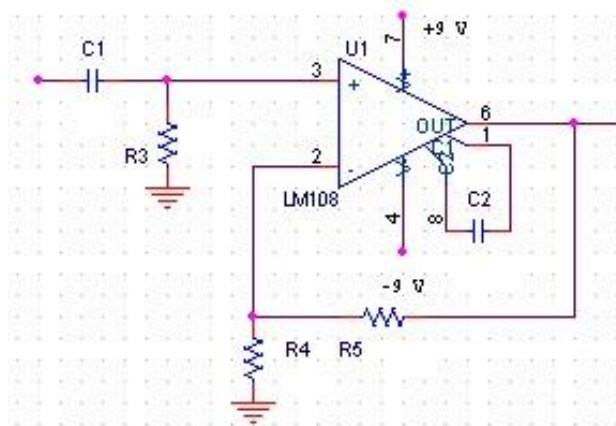
پس از این مرحله، با توجه به بلوک دیاگرام کلی مدار VPG، پالسهای S/E, E/S به قسمت مولد پالس دوربین اعمال می‌گردد. این قسمت یک مدار دیجیتال است که به جز پالسهای E/S و S/E، نیاز به یک پالس ساعت 1kHz نیز دارد. همچنین پالسهای TM mode, clock نیز از قسمت تله‌متری به این بخش اعمال می‌گردد. چون این بلوک، یک مدار دیجیتال است نیاز به تغذیه  $\pm 5\text{ v}$  نیز دارد. خروجی این قسمت شامل پالس فعال‌کننده دوربین و پالس VPG width به قسمت تله‌متری می‌باشد. بلوک دیاگرام کلی این قسمت در شکل (۱۰) نشان داده شده است. در شکل (۱۱) شکل موجهای خروجی مدار مولد پالس عمودی نشان داده شده است.

9.Space/Earth  
10.Earth/Space

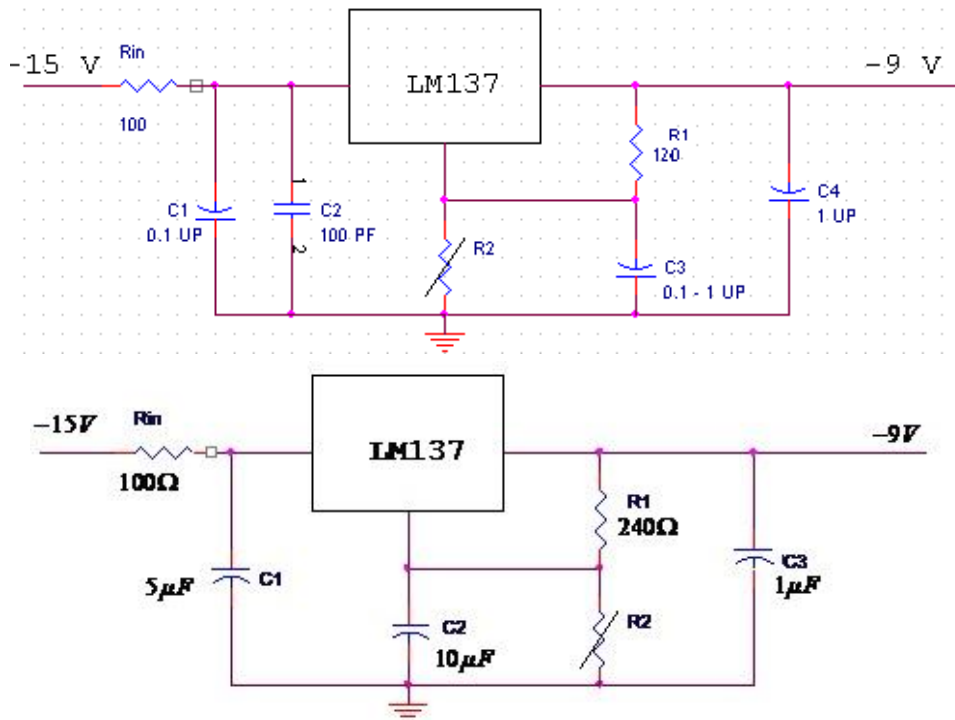
8.Pre-Amp



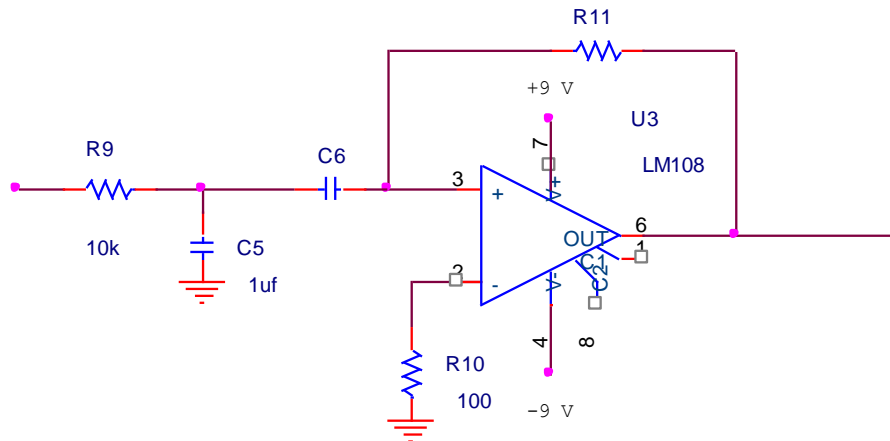
شکل ۵. مدار معادل آشکارساز پیروالکترونیک



شکل ۶. ساختار مدارهای تقویت‌کننده و پیش‌تقویت



شکل ۷. مدارهای تولید ولتاژ تغذیه برای تقویت‌کننده



شکل (۸) مشتق‌گیر

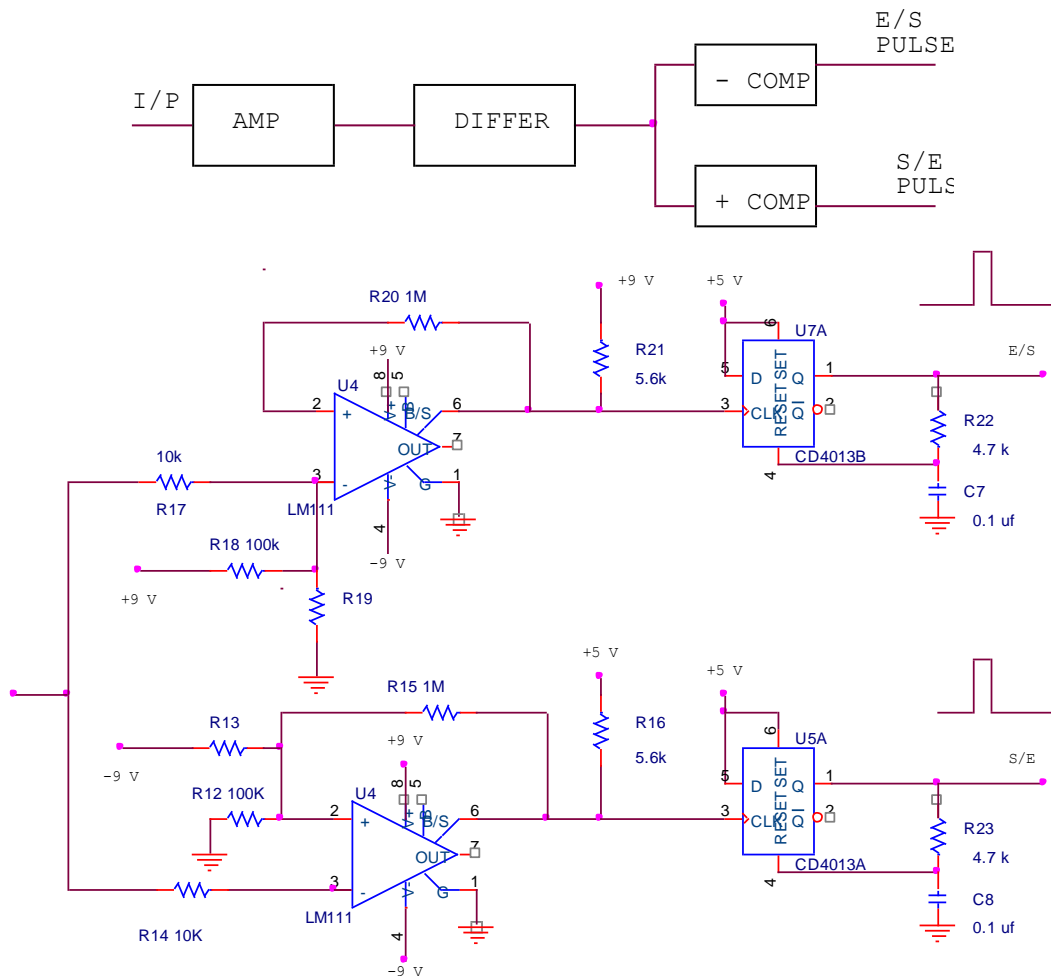
می‌شود. این ولتاژ یک مرحله دیگر رگوله می‌شود. VPG ارتباطی با زیرسیستم انرژی ماهواره نداشته و توان مورد نیاز آن از طریق قسمت الکترونیک دوربین تأمین می‌گردد. سیگنالهای خروجی نیز توسط یک مقاومت بافر یک کیلو اهم به قسمت‌های دیگر ارسال می‌گردند. وجود این مقاومت برای محافظت مدار از اتصال کوتاه احتمالی در خروجی‌ها، ضروری است.

آشکارساز بسته به شدت تشعشع IR که به آن می‌رسد یک جریان خروجی تولید می‌کند. قسمت پیش تقویت‌کننده یک مبدل جریان به ولتاژ با بهره G1 می‌باشد. مرحله دوم تقویت، توسط تقویت‌کننده اصلی انجام می‌گیرد که پس از پیش تقویت‌کننده قرار دارد. تقویت‌کننده به نحوی طراحی می‌شود که جریان ولتاژ آفست آن در حداقل قرار داشته باشد در غیر اینصورت خروجی آشکارساز بدلیل اینکه سیگنال بسیار ضعیفی است از بین رفته یا خراب می‌شود. بهره نهایی برابر حاصلضرب G1 و G2 خواهد بود و باید خیلی زیاد باشد.

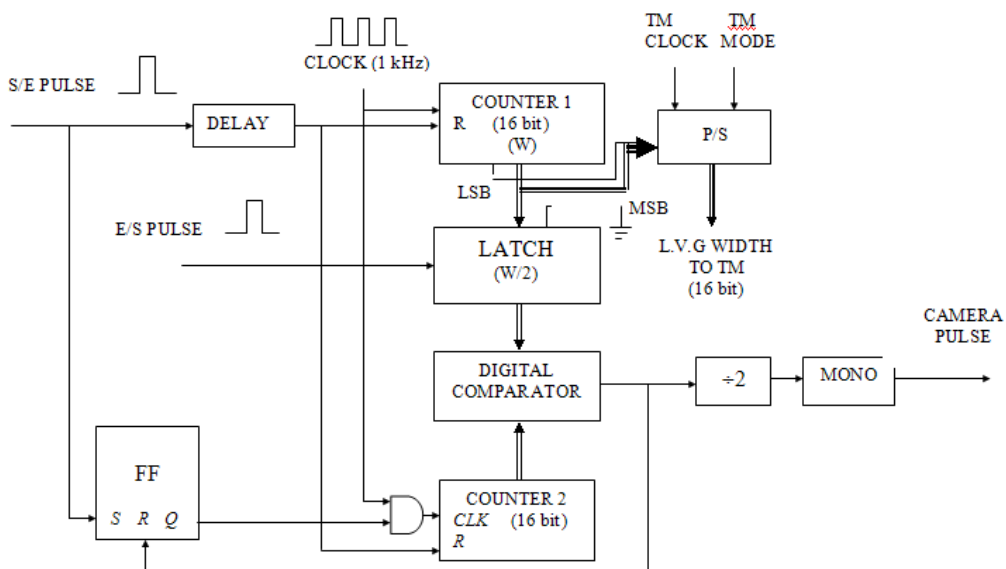
### طراحی سخت‌افزار

طراحی سخت‌افزاری باید به نحوی باشد که با سایر قسمت‌های ماهواره سازگاری داشته باشد و بتواند ارتباطات لازم را برای دوربین فراهم کند. سخت‌افزار به نحوی طراحی می‌شود که توان ورودی را از باس ماهواره دریافت نموده و سطح سیگنالهای خروجی و زمان‌بندی‌های مورد نیاز دوربین تصویربرداری را تأمین کند. در طراحی مکانیکی نیز باید به FOV مورد نیاز سیستم و زاویه محور اپتیکی VPG با محور اپتیکی دوربین توجه شود.

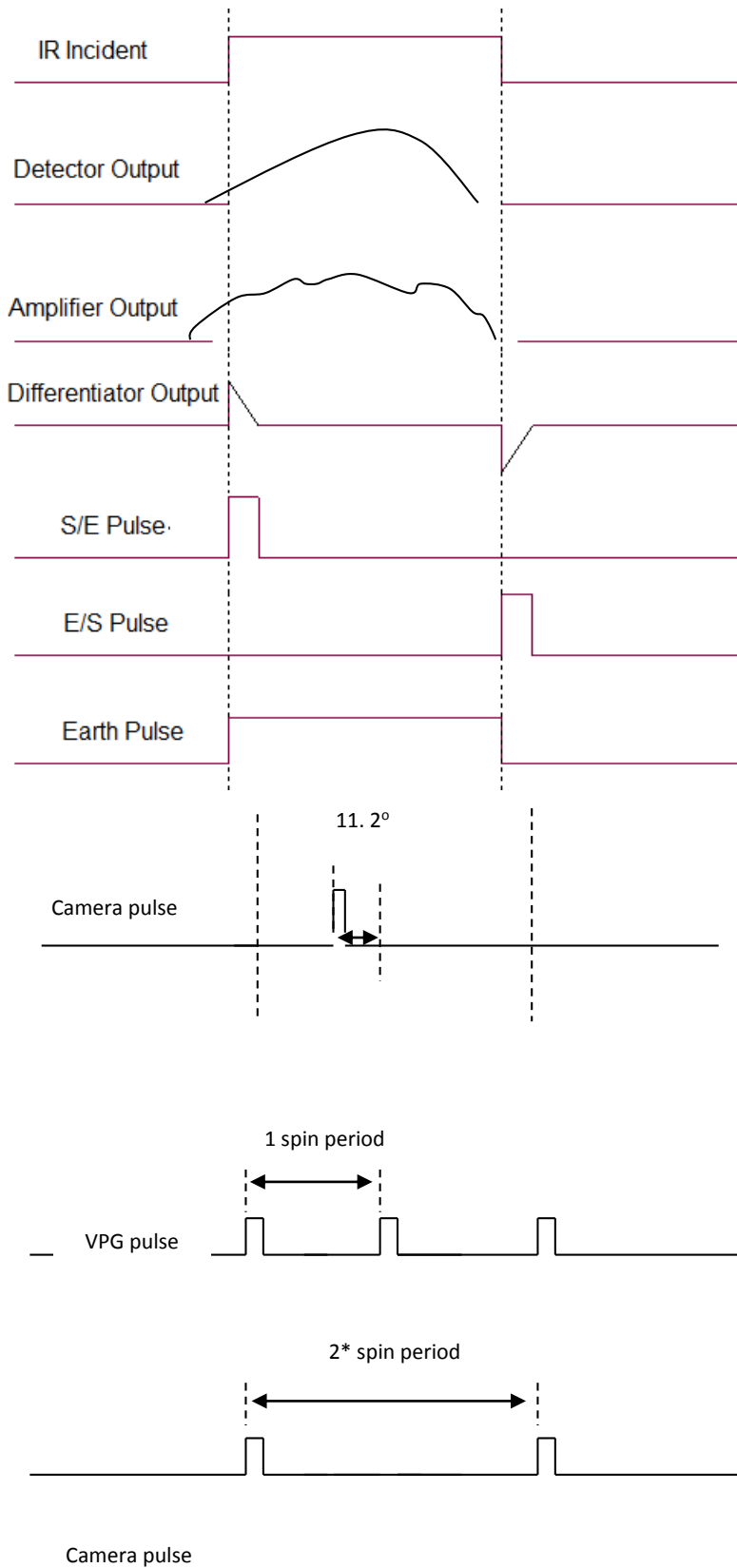
سیستم الکتریکی VPG شامل رگولاتور ولتاژ، تقویت‌کننده با بهره بالا و آشکارساز آستانه می‌باشد. سیستم باید قابلیت کار در فضا را دارا باشد. VPG شامل یک بلوک آنالوگ و یک بلوک دیجیتال می‌باشد. قسمت اپتیک، آشکارساز و مدار آنالوگ به عنوان یک واحد مجزا مونتاژ و در یک مکان قرار می‌گیرند. قسمت دیجیتال سیستم نیز در یک بخش مجزا قرار خواهد گرفت. تغذیه مدارات از ولتاژهای  $\pm 15V$  با  $\pm 1\%$  تلورانس از باس اصلی تغذیه ماهواره تأمین



شکل ۹. مدار تشخیص آستانه و تولید پالس های پالسهای S/E و E/S



شکل ۱۰. بلوک دیاگرام مولد پالس دوربین



شکل ۱۱. شکل موجهای خروجی مدار مولد پالس عمودی (VPG)

امپدانس خروجی: کمتر از یک کیلو اهم  
 دمای عملکرد: ۰ تا ۴۰ درجه سانتیگراد  
 جزئیات مدار دیجیتال مولد پالس دوربین VPG در شکل (۱۲)  
 آمده است.

### روند تست

تجهیزات تست شامل ۲ صفحه استیل به ضخامت 2mm انتخاب شد. صفحه پشتی بعنوان شبیه ساز محیط فضا و صفحه جلویی با 0.3m فاصله بعنوان زمین در نظر گرفته شد. ابعاد صفحه جلویی 0.6m×0.3m و صفحه پشتی با مساحت ۲ برابر انتخاب شد (شکل ۱۳). جهت افزایش تشعشعی صفحه جلویی و نیز یکنواختی و کم شدن نویز از رنگ سیاه استفاده شد. صفحه پشتی (صفحه سرد) در دمای محیط (۲۴ درجه) بعنوان رادیانس صفر (اتمسفر) و درجه حرارت صفحه جلویی (صفحه گرم) حدوداً ۵۰ درجه انتخاب شد. جهت کاهش اثر تشعشعی صفحه گرم روی صفحه سرد در حین آزمایش و جلوگیری از تغییرات دما، یک حصیر (عایق گرما) پشت صفحه جلویی (گرم) چسبانده شد تا اندازه‌گیری‌ها با دقت بیشتر و نوسان کمتری انجام شود. جهت گرم کردن صفحه جلویی از یک بخاری حرارتی هالوژن تابشی) با توان ۱۰۰۰ وات استفاده گردید. این آزمایش در یک اتاق بسته با کمترین جابجایی هوا انجام می‌شود.

در شکل ۱۴-الف خروجی تقویت‌کننده توان (ورودی مشتق‌گیر) نشان داده شده است. محور افقی بر حسب درجه و محور عمودی ولتاژ خروجی تقویت‌کننده VPG قبل از اعمال به مدار مشتق‌گیر می‌باشد. زاویه صفر وقتی است که محور اپتیکی VPG عمود بر صفحه باشد. در شکل ۱۴-ب نیز خروجی نرمالیزه شده مشتق‌گیر نشان داده شده است. همانطور که دیده می‌شود در حدود ۱۶ درجه و ۱۶- درجه دارای پیک می‌باشد

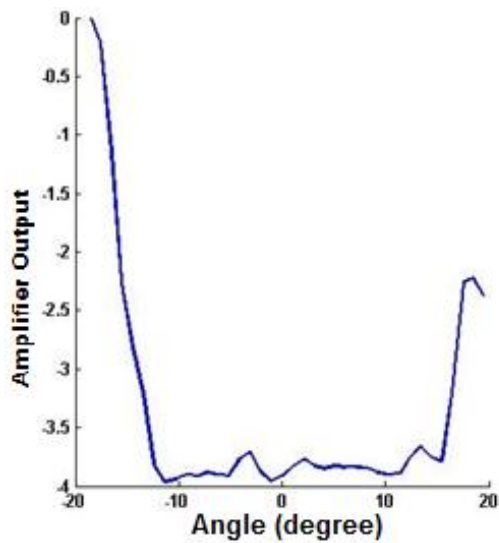
نکته مهمی که باید در طراحی تقویت‌کننده به آن توجه شود این است که تقویت‌کننده نهایی باید پایدار بوده و نوسان نکند. انجام عملیات فیلتر بصورت مناسب، سیگنال را از وجود نویز پاک می‌کند. خروجی تقویت‌کننده، به مشتق‌گیر و سپس آشکارساز آستانه اعمال می‌شود که آستانه ثابتی را از سیگنال حس می‌کند. آستانه مناسب باید به نحوی انتخاب شود که از خطاهای ناشی از تریگر اجتناب شود. برای ارتفاع ماهواره ۸۰۰ km، زاویه  $\theta$  حدود ۱۳۰ درجه، پالسهای اسکن S/E و E/S با فاصله حدود ۶ ثانیه از یکدیگر تولید می‌شوند. این پالسها، ورودی بلوک مولد پالس دوربین است. مدار دیجیتال VPG در بلوک دیجیتال قرار می‌گیرد که شامل شمارنده، لچ<sup>۱۲</sup> مقایسه‌کننده دیجیتال، فلیپ فلاپ، گیتها، شیفت رجیستر و... می‌باشد. کارکردهای مدار دیجیتال شامل محاسبه پالس اسکن برحسب میلی ثانیه، تهیه پالس مورد نیاز تله‌متری و تولید پالس دوربین توسط بلوک مولد پالس دوربین می‌باشد. با استفاده از کلاک تله‌متری 1KHz، پالس اسکن شمارش می‌شود. شمارنده به تعداد W پالس را در یک زمان اسکن می‌شمارد. W با توجه به نرخ چرخش و فاصله، متغیر خواهد بود. W در واقع زمان رسیدن محور اپتیکی VPG به موقعیت عمودی است. پالس دوربین باید به مقدار یک زمان ثابت قبل از موقعیت عمودی (L.V) تولید شود. به منظور اجتناب از پیچیدگی سخت‌افزار، این زمان ثابت به زاویه تبدیل می‌شود و در واقع به جای اینکه زمان شیفت داده شود، زاویه بین محور اپتیکی VPG و محور اپتیکی دوربین به نحوی تنظیم می‌شود که وقتی VPG در موقعیت عمودی قرار گرفت، دوربین در موقعیت مناسب جهت شروع تصویربرداری قرار داشته باشد. لذا تنها کافیست که مدار VPG زمان W را در یک چرخش خود بشمارد و سپس در چرخش بعدی، در زمان W/2 با فرستادن یک پالس، به دوربین دستور شروع تصویربرداری را صادر کند. این زاویه برای سرعت متوسط چرخش 4rpm، حدود ۱/۲ درجه می‌باشد.

### مشخصات الکتریکی

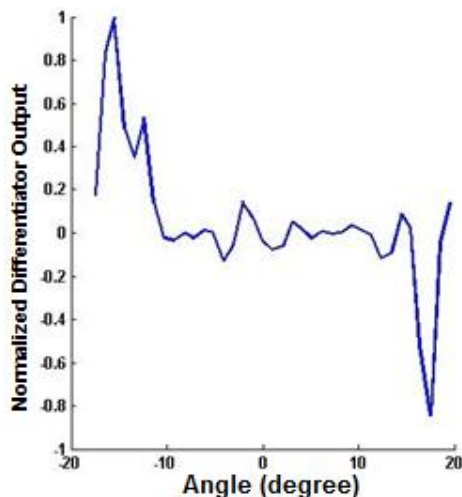
توان: ۲ وات ، ۵۰ میلی‌آمپر در ۱۵+ ولت و ۵۰ میلی‌آمپر در ۱۵- ولت

خروجی: پالس ورود به زمین 0-5v و عرض ۵۰ میلی ثانیه  
 پالس خروج از محدوده زمین 0-5v و عرض ۵۰ میلی ثانیه



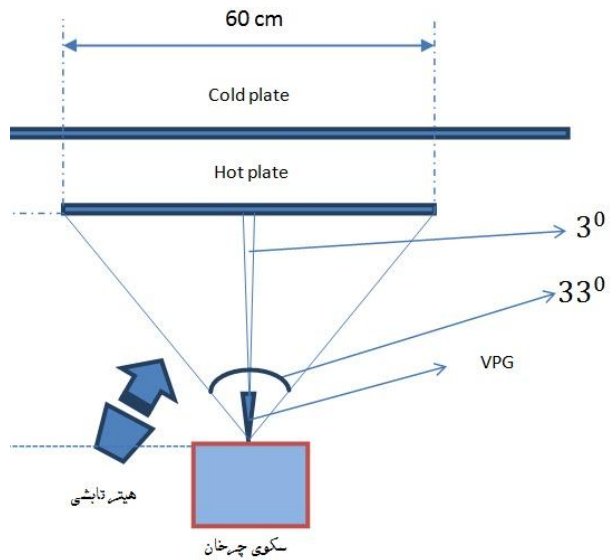


(الف)



(ب)

شکل ۱۴- الف) خروجی تقویت کننده پس از حسگر (ب) خروجی نرمالیزه شده مشتق گیر



شکل ۱۳: نحوه اجرای تست VPG

## نتیجه گیری

در این مقاله طراحی و پیاده سازی مولد پالس عمودی ماهواره‌های تصویربرداری چرخان ارائه شد. قدم اول استراتژی تشخیص زمین توسط ماهواره بود که از تغییرات دمایی زمین نسبت به فضای اطراف استفاده شد. به همین جهت تشعشعات IR زمین آشکارسازی شد. حسگر پیروالکترونیک بدلیل عدم نیاز به سیستم خنک کننده، پاسخ طیفی هموار، نسبت سیگنال به نویز بالا و هزینه کم برای آشکارسازی این تشعشعات انتخاب شد. این حسگر اختلاف دمایی زمین و فضا را حس کرده و متناسب با این اختلاف جریانی تولید می‌کند. این جریان به ولتاژ تبدیل شده و پس از تقویت و مشتق‌گیری با یک آستانه مقایسه شده و سیگنال ورود از فضا به جو زمین یا خروج از زمین به فضا را تولید می‌کند. متناسب با پالس تولید شده محموله تصویربرداری، تصویربرداری را شروع کرده یا خاتمه می‌دهد.

## مراجع

- [1] Wicks, G. Underwood, "a novel two-axis earth horizon sensor", *Surrey Space Center, University of Surrey, Proceedings of the 5th International ESA conference on Space-craft Guidance (ESA SP-516)*, February 2003.
- [2] Hanel, R. A., Bandeen, W. R., Conrath, B. J., "The infrared horizon of the planet earth", *Journal of the Atmospheric Sciences*, 20(2), 73-86, 1963.
- [3] R.A.Hanel, W.R.bandeen etc, " The Infrared Horizon of the Planet Earth," *NASA-TN-D-1850*, 1-10 (1963).
- [4] A. Rogalski, "optical detectors for focal plane arrays", *Opto-Electronics Review* 12(2), 221-245 (2004)
- [5] Sqn Ldr Uc Sharma, "infra red detectors", *M. Tech Credit Seminar Report*, Electronic Systems Group, EE Dept, IIT Bombay submitted Oct 2004.

- [11] Z. BIELECKI, "readout electronics for optical detectors", *Opto-Electronics Review* 12(1), 129–137 (2004)
- [12] Micheal bass, et all , "Handbook of Optics, Third Edition Volume II: Design, Fabrication and Testing, Sources and Detectors, Radiometry and Photometry", *McGraw-Hill*, Inc. New York, NY, USA ©2010
- [13] C. C. Hsieh, C. Y. Wu, F. W. Jih, and T. P. Sun, *IEEE Trans. Circ. Syst. Vid. 7*, 4 (1997).
- [14] Jiang Wang,2, Yiou Jing, Weiping Jing, and Yan Jin Li, "Signal readout for pyroelectric detector based on relaxor ferroelectric single crystals", *Phys. Status Solidi A* 208, No. 5, 1078–1083 (2011) / DOI 10.1002/pssa.201000067
- [15] Characteristics and parameters of operational amplifiers, August 2001.
- [6] A. Rogalski, K. Chrzanowski, "infrared devices and techniques", *Opto-Electronics Review* 10(2), 111–136 (2002).
- [7] M. Heydarianasl, O. Borazjani, "Design and Construction of a Satellite Sensor Simulator for Earth Horizon Recognition using Pyroelectric Detectors", *Life Science Journal*, 2014;11(10s).
- [8] Technical Information SD-12 "Characteristics and use of infrared detectors", Hamamatsu Photonics K.K.. Cat. No. KIRD9001E03. Nov. 2004,
- [9] M. M. Pradhan, R. K. Garg, "A null detecting system for absolute measurement of infrared radiation ", *International Journal of Infrared and Millimeter Waves*, Vol. 4, Issue 6, pp 969-977, November 1983.
- [10] J. Fang, Y. J. Li, X. Y. Chen, and J. X. Fang, J. *InfraredMillim. Waves* 18, 41 (1999).