

# A Spin Satellite Imaging System Design with Real Time Imaging Capability Using FPGA

H. Bazrafshan<sup>1\*</sup>, S. Baradaran Shokouhi<sup>2</sup> and B. Ghorbani Vagheii<sup>3</sup>

1, 2, 3. Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology

\* Narmak, Tehran, IRAN

HashemBazrafshan@yahoo.com

*In this paper, the complete block diagram of the imaging payload of a spin satellite capable of real time imaging is designed. Because of the satellite spin, the system needs to recognize the suitable camera angle in order to start imaging. The angle is the starting point of the observation of the part of the earth to be imaged. In this paper, at first the suitable imaging method and detector for this kind of satellite are elected and then the angle and the time of the spin camera imaging and the necessary number of lines and pixels are calculated. If the system is also capable of real time imaging, the captured images should be transmitted to the earth station before the next imaging starts. The completion of the above scenario needs a complete and parallel relationship between the satellite image payload subsystem and other subsystems such as power, communication and specially satellite on-board computer. For imaging and transmission, image payload status information such as temperature, voltage and current should be sampled and transmitted to the on-board computer for processing. Also this information should be attached to the image frames and transmitted to the earth station. All this processing is summarized into time pulses with exact timing between subsystems. Because of resource limitation in a space mission, satellite systems design must have the minimum mass, power and cost. But these shouldn't cause the efficiency and specially system processing speed to decline. Imaging payload with real time capability needs a high processing speed requiring high resource utilization. In this paper, an imaging system is designed with the mentioned characteristics based on FPGA high parallel processing speed but having low mass, volume and power.*

**Keywords:** spin satellite imaging system, real time imaging, FPGA

---

1. M.Sc. (Corresponding Author)  
2. Assistant Professor  
3. Assistant Professor

# طراحی سیستم تصویربرداری یک ماهواره چرخان با قابلیت تصویربرداری زمان واقعی، با استفاده از FPGA

هاشم بذرافشان<sup>۱\*</sup>، شهریار برادران شکوهی<sup>۲</sup> و بهمن قربانی واقعی<sup>۳</sup>

۱، ۲ و ۳ - دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران

\*تهران، نارمک، کدپستی ۱۶۸۴۶

HashemBazrafshan@yahoo.com

در این مقاله، بلوک دیاگرام کامل سیستم تصویربرداری یک ماهواره چرخان با قابلیت تصویربرداری زمان واقعی، طراحی خواهد شد. به علت چرخش ماهواره، سیستم برای شروع تصویربرداری نیاز به تشخیص زاویه مناسب دوربین نیز دارد. این زاویه، شروع مشاهده قسمتی از زمین است که قرار است تصویربرداری شود. در این مقاله، ابتدا روش تصویربرداری و آشکارساز مناسب برای این نوع ماهواره انتخاب شده است و سپس محاسبات مربوط به زاویه و زمان شروع تصویربرداری دوربین در گردش، و تعداد خط و پیکسل مورد نیاز سیستم انجام شده است. اگر سیستم قابلیت تصویربرداری زمان واقعی نیز داشته باشد، تصاویر دریافتی باید بتوانند تا قبل از رسیدن زمان برداشت تصویر بعدی، به زمین ارسال شوند. انجام سناریوی فوق، مستلزم ارتباطات کامل و موازی بین زیر سیستم تصویربرداری ماهواره و سایر زیر سیستمها شامل: توان، مخابرات، و خصوصاً کامپیوتر مرکزی ماهواره است. به منظور تصویربرداری و ارسال، اطلاعات وضعیت محموله تصویربرداری شامل درجه حرارت، ولتاژ، جریان، و وضعیت قسمت‌های مهم محموله نیز باید اندازه‌گیری و با تقاضای کامپیوتر مرکزی به منظور پردازش برای آن ارسال شود. همچنین این اطلاعات باید به فریم‌های تصویر اضافه و به زمین ارسال شود. کلیه این پردازش‌ها، در پالس‌های زمانی موازی با زمان بندی دقیق بین واحدهای مختلف خلاصه خواهند شد. به علت محدود بودن منابع در هر مأموریت فضایی، طراحی سیستم‌های ماهواره باید دارای حداقل جرم، توان و هزینه باشد. این در حالی است که اعمال این محدودیت‌ها نباید باعث افت کارایی و خصوصاً سرعت پردازش سیستم شود. محموله تصویربرداری با قابلیت تصویربرداری زمان واقعی، نیازمند سرعت پردازشی بالایی است که نیازمند صرف منابع زیادی است. در این مقاله، سیستم تصویربرداری با خصوصیات گفته شده با تکیه بر توانمندی پردازش موازی بالا در مقابل جرم، حجم و توان محدود FPGA طراحی خواهد شد.

واژه‌های کلیدی: سیستم تصویربرداری ماهواره چرخان، تصویربرداری زمان واقعی، FPGA

کم‌هزینه فضایی و بنابراین میکروماهواره‌هاست [۱]. ماهواره‌های مدار پایین<sup>۴</sup> با مأموریت تصویربرداری، با چرخش به دور زمین از سطح زمین تصویربرداری می‌کنند. این ماهواره‌ها از لحاظ پایداری به سه دسته تقسیم می‌شوند: ماهواره‌های با پایداری چرخان، گرادیان جاذبه‌ای و سه محوره. هر چه پایداری ماهواره بیشتر باشد سیستم تصویربرداری می‌تواند با سادگی بیشتر، تصاویر با رزولوشن

## مقدمه

افزایش روزافزون کشورهایی که به دنبال دستیابی به فناوری فضایی هستند، نشان‌دهنده علاقه‌مندی روبه‌رشد به مأموریت‌های

۱. کارشناس ارشد (نویسنده مخاطب)

۲. استادیار

۳. استادیار

ماهواره، زمان رسیدن به موقعیت مورد نظر را با توجه به پارامترهای گوناگون، شامل موقعیت جغرافیایی، زاویه خورشید نسبت به افق و توان ماهواره به واحد تصویربرداری اعلام می‌کند. سپس واحد تصویربرداری هنگام رسیدن به زاویه مناسب، تصویربرداری را شروع می‌کند. این واحد با پالس‌های زمانی مناسب، تصاویر را از آشکارساز دریافت و در حافظه ذخیره و به زمین ارسال می‌کند. این سیستم علاوه بر کنترل زیرواحدهای خود مانند آشکارسازها و حسگرها، روابط زیادی نیز با سایر زیرسیستم‌های ماهواره شامل: کامپیوتر مرکزی، واحد توان، و واحد مخابرات دارد و در هر لحظه نیازمند ارتباط با چندین زیرسیستم است. با توجه به موازی بودن بسیاری از این پردازش‌ها، و نیاز به ورودی و خروجی‌های زیاد سیستم تصویربرداری، پیاده‌سازی با لحاظ جرم، حجم و هزینه کم چنین سیستمی تنها بر روی پردازشگری با قابلیت پردازش موازی بالا امکان‌پذیر است.

در این راستا ابتدا از ترانسپیوترها<sup>۸</sup> استفاده شد [۷]. نمونه سیستم‌های تصویربرداری از این نوع، محموله ماهواره تیونگست<sup>۹</sup> است [۸]. استفاده از ساختارهای قابل برنامه‌ریزی FPGA<sup>۱۰</sup> به سال‌های ۱۹۹۵ برمی‌گردد [۹]. به تدریج سیستم‌های تصویربرداری ماهواره‌هایی مانند الست-۱۱<sup>۱۱</sup> بر مبنای FPGA و میکروکنترلر پیاده‌سازی شد [۱۰]. ساختارهایی نیز به‌طور کامل بر مبنای FPGA ساخته شد [۱۱]. در این مقالات، ساختار بلوکی سیستم در FPGA به‌منظور پیاده‌سازی ارتباط با سایر زیرسیستم‌ها بیان شده است، ولی اشاره‌ای به زمان‌بندی‌های مأموریتی دوربین<sup>۱۲</sup> نشده است. در این مقاله، به طراحی زمان‌بندی تشخیص شروع تصویربرداری، برداشت و ذخیره تصویر و سپس ارسال آن به واحد مخابرات برای ارسال به زمین پرداخته می‌شود و با ارائه الگوریتم‌های لازم، پیاده‌سازی سیستم بر روی FPGA محقق خواهد شد.

ساخت سیستم مدیریت داده محموله شامل ۳ مرحله است. مرحله اول، طراحی سیستمی محموله و تعیین پارامترهای سیستم مانند تعیین زاویه میدان دید، تعیین زاویه جاروب و تعداد خط لازم در هر جاروب، و تعیین تعداد پیکسل هر خط است. روابط مربوط به این محاسبات در مراجع مختلف موجود است. مرحله دوم، که در ماهواره‌های چرخان وجود دارد، طراحی الگوریتم تعیین زمان مناسب قرارگرفتن دوربین ماهواره در زاویه تصویربرداری است. در نهایت، مرحله سوم پیاده‌سازی سیستم طراحی شده بر روی FPGA است.

مطلوب‌تر را برداشت کند [۲]. سیستم تصویربرداری ماهواره‌های چرخان، به علت چرخش دوربین به همراه ماهواره، نیازمند طراحی دقیق‌تری است. مهم‌ترین چالش‌هایی که چنین سیستم تصویربرداری با آن روبه‌روست، انتخاب روش مناسب تصویربرداری، تشخیص زمان مناسب شروع و اتمام تصویربرداری، برداشت تصاویر با هم‌پوشانی کافی و با رزولوشن مطلوب با لحاظ توان، جرم و هزینه کم در کنار سرعت بالاست [۳]. با توجه به چرخشی‌بودن سیستم ماهواره نمی‌توان به روش دریافت کل تصویر در یک لحظه<sup>۵</sup> تصویربرداری کرد. چرخش ماهواره در طول مدت زمان لازم برای برداشت تصویر توسط حسگر، باعث ورود پیکسل‌های مجاور به داخل یکدیگر می‌شود. این مشکل سبب می‌شود که روش تصویربرداری مناسب برای این نوع ماهواره‌ها روشی سریع‌تر مانند ویسک بروم<sup>۶</sup> یا روش جارویی<sup>۷</sup> باشد. برای برداشت هر خط در ویسک بروم، سیستم اپتیکی محموله در هر زمان بر روی یک پیکسل از تصویر قرار می‌گیرد و آن را دریافت می‌کند. سیستم اپتیکی برای برداشت پیکسل بعدی، نیازمند مکانیسمی مکانیکی است که آن را در موقعیت جدید قرار دهد بنابراین پیاده‌سازی آن را دچار مشکل می‌کند. روش دیگر، روش جارویی است. در این روش نیز، مطابق شکل (۱) همزمان با چرخش ماهواره، منطقه خط به خط با رزولوشن موردنظر تصویربرداری می‌شود و دیگر نیازی به ساختار مکانیکی برای پیاده‌سازی آن وجود ندارد [۴]. روش جارویی روشی مناسب و قابل پیاده‌سازی برای ماهواره‌های چرخان است. تشخیص زاویه مناسب شروع و اتمام تصویربرداری نیز مسئله مهمی در این نوع ماهواره‌ها محسوب می‌شود. سیستم تصویربرداری علاوه بر وظیفه برداشت تصویر، باید به طریقی زمان رسیدن به زاویه مناسب تصویربرداری را نیز مشخص کند. تشخیص این زمان از سوی به‌کاربردن سخت‌افزارهایی را ایجاد می‌کند و از سوی دیگر پردازش‌هایی را نیز به سیستم تصویربرداری تحمیل می‌کند [۵]. اما با فرض فراهم‌شدن تمامی این شرایط، تصویربرداری به‌علت چرخش، همچنان با مسائلی از قبیل عدم هم‌پوشانی قسمت‌های مختلف خود تصویر با یکدیگر و نیز احتمالاً با فریم‌های کناری روبه‌رو خواهد بود. این مسائل می‌تواند عدم هم‌پوشانی، کشیدگی تصویر، و نیز کج‌شدگی تصویر را به دنبال داشته باشد. این مشکلات به کمک تکنیک‌های نرم‌افزاری کاهش می‌یابد [۶].

زمان شروع تصویربرداری در ماهواره، تابع دو پارامتر است: یکی منطقه (طول و عرض جغرافیایی) مورد نظر و دیگری زمان قرارگرفتن دوربین در چرخش به سمت آن منطقه. کامپیوتر مرکزی

8. Transputer  
9. Tiungsat  
10. Field Programmable Gate Array  
11. Alsat-1  
12. Timing

5. Snap Shot  
6. Whisk Broom  
7. Push Broom

## انتخاب نوع آشکارساز

با توجه به نوع تصویربرداری جاروبی خطی، آشکارساز نیز باید خطی باشد. آشکارسازهای خطی از چندین هزار عنصر نوری، برای مثال ۱۰۲۴ پیکسل تشکیل شده‌اند. امروزه، در دوربین ماهواره‌ها، آشکارسازهای CCD<sup>۱۳</sup> به علت ضریب انباشتگی بالا و بازدهی کوانتومی عالی، به طور گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱۳]. آشکارسازهای CCD خطی برای تحویل تصویر عموماً احتیاج به نوع کلاک دارند.

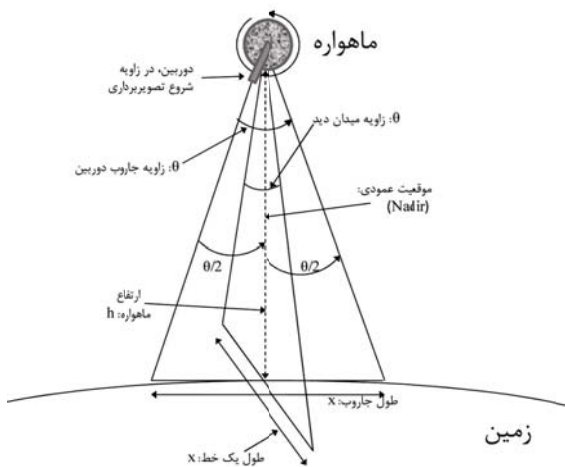
## تعیین زاویه جاروب و میدان دید دوربین

دو بعد تصویر تحت دو زاویه میدان دید و زاویه جاروب ساخته می‌شود. در این قسمت به نحوه محاسبه این زوایا خواهیم پرداخت.

### تعیین زاویه میدان دید دوربین

همان‌گونه که در شکل (۲) دیده می‌شود سیستم اپتیکی، قسمت مورد نظر از زمین را تحت زاویه  $\theta$  می‌بیند. مقدار این زاویه باید به گونه‌ای باشد که مساحتی از زمین که در این میدان دید قرار می‌گیرد، برابر مقدار مطلوب باشد. مقدار این زاویه با توجه به محاسبات هندسی برحسب پارامترهای موجود در شکل (۲)، در رابطه (۱) آمده است. در این رابطه،  $h$  ارتفاع ماهواره از زمین،  $x$  طول فریم تصویر بر روی زمین، و  $\theta$  زاویه میدان دید دوربین<sup>۱۴</sup> است.

$$\theta = 2 \cdot \text{Arctg}\left(\frac{x}{2h}\right) \quad (1)$$



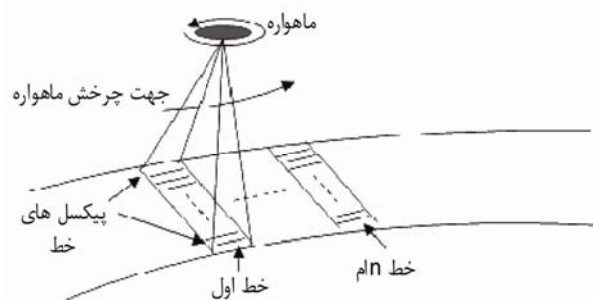
شکل ۲- زاویه میدان دید دوربین و زاویه جاروب تصویر

مرحله سوم شامل دو قسمت است. یکی تعیین زمان‌بندی‌های مربوطه به دریافت تصویر از آشکارساز است که با توجه به نوع آشکارساز می‌توان این نمودارها را استخراج کرد [۱۲]. مرحله دیگر طراحی زمان‌بندی دریافت خطوط، ذخیره فریم‌های تصویر و ارسال تصویر به واحد مخابرات، برای ارسال به زمین با دستور کامپیوتر مرکزی ماهواره است.

در این مقاله، ابتدا پارامترهای سیستمی دوربین طراحی می‌شود. در ادامه بخش مهمی از طراحی سیستم تصویربرداری ماهواره چرخان، و چگونگی تشخیص زاویه شروع تصویربرداری مورد بررسی قرار می‌گیرد. پس از این مرحله، بلوک دیاگرام کلی سیستم طراحی می‌شود. این بلوک دیاگرام شامل ساختار سیستم تصویربرداری و کلیه ارتباطات لازم سیستم با واحدهای مختلف ماهواره است. در ادامه، ابتدا پالس زمان شروع دریافت فریم ساخته می‌شود و سپس پالس‌های دریافت، ذخیره، و ارسال تصاویر به زمین به منظور پیاده‌سازی سیستم بر روی FPGA، طراحی می‌شود. در انتها نیز نمودارهای پیاده‌سازی بخش‌های مختلف سیستم بر روی FPGA به همراه جدول استفاده از منابع حاصل از شبیه‌سازی سیستم بر روی FPGA ارائه خواهد شد.

## انتخاب روش تصویربرداری

روش‌های مختلفی برای تصویربرداری در ماهواره‌ها وجود دارد که تنها تعدادی از این روش‌ها را می‌توان در ماهواره‌های چرخان پیاده‌سازی کرد. در این زمینه، دو روش شناخته شده، تصویربرداری به روش ویسک بروم و روش جاروبی است (شکل ۱). در این دو روش تصویربرداری، محور چرخش ماهواره موازی زمین و عمود بر مسیر حرکت مداری است. بنابراین، هنگام قرارگرفتن دوربین ماهواره به سمت زمین، با چرخش ماهواره خطوط کنار هم زمین دریافت و تصویر کامل می‌شود. همان‌طور که اشاره شد، روش تصویربرداری انتخابی برای ماهواره چرخان، جاروبی است.



شکل ۱- تصویربرداری به روش جاروبی

## تعیین زاویه جاروب دوربین

یک بعد تصویر در یک برداشت خط ساخته می‌شود. اما برای ساختن تصویر کامل در این روش تصویربرداری، باید همزمان با چرخش ماهواره، تصویر را خط به خط دریافت و ذخیره کرد. به این منظور ماهواره در حال چرخش از زاویه‌ای قبل از رسیدن به موقعیت عمودی تا همان زاویه بعد از گذشتن از موقعیت عمودی باید تصویربرداری کند. اگر طول موردنظر تصویر در این راستا نیز مساوی راستای قبلی یعنی همان  $x$  در نظر گرفته شود، آنگاه مقدار زاویه شروع و اتمام تصویربرداری، نصف زاویه  $\theta$ ، قبل و بعد از موقعیت عمودی خواهد بود. موقعیت عمودی زمانی اتفاق می‌افتد که محور اپتیکی دوربین ماهواره عمود بر سطح زمین و در راستای حضیض<sup>۱۵</sup> قرار داشته باشد (شکل ۲).

## تعیین تعداد خط و پیکسل مورد نیاز هر فریم

دو بعد تصویر با پیکسل‌های خط و تعداد خطوط ساخته می‌شود. در این قسمت به نحوه تعیین تعداد خطوط و پیکسل‌های مورد نیاز خواهیم پرداخت.

## تعیین تعداد خطوط مورد نیاز

همانگونه که گفته شد، طول تصویر برداشته شده بر روی زمین  $x$  است. اگر طول تصویر در راستای حرکت ماهواره را نیز برابر  $x$  در نظر بگیریم، آنگاه تعداد خطوط لازم برای تصویربرداری از رابطه (۲) محاسبه می‌شود. در این رابطه، رزولوشن بیانگر قابلیت تفکیک مورد نظر تصویربرداری است.

$$n = \frac{x}{\text{resolution}} \quad (2)$$

در اینجا، نکته‌ای که باید به آن توجه داشت هم‌پوشانی موردنیاز بین خطوط متوالی تصویر است. با توجه به اینکه زمان تعیین شده در سیستم برای دریافت یک خط مقدار ثابتی است، افزایش نرخ چرخش به معنی پهن‌تر شدن خطوط دریافتی و در نتیجه افت رزولوشن تصویر است. نرخ چرخش ماهواره، معمولاً مقدار کاملاً ثابتی نیست، بنابراین با توجه به تغییرات نرخ چرخش ماهواره، تعداد خطوط را بیشتر انتخاب می‌کنیم. با این کار، در حقیقت رزولوشن در راستای جاروب را تا حدی بالاتر می‌بریم که حتی با وجود بیشترین چرخش، تصویر دچار گسستگی نشود. در صورتی که کل تصویربرداری یک فریم در  $t$  ثانیه انجام گیرد، با  $n$  برابر شدن نرخ چرخش، زمان مفید تصویربرداری، یعنی زمانی که دوربین بر روی منطقه مورد نظر زمین قرار دارد،  $t/n$  خواهد بود. اگر

تعداد خطوط لازم برای تصویر در حالت چرخش با سرعت معمول  $(n_{lmin})$  باشد، تعداد خطوط لازم برای حفظ پیوستگی تصویر در بیشترین نرخ چرخش  $(n_{lmax})$  از رابطه (۳) محاسبه می‌شود.

$$n_{lmax} = n \times n_{lmin} \quad (3)$$

در این حالت اگرچه در نرخ‌های چرخش پایین، تعداد خطوط بیشتری تصویربرداری می‌شوند، اما با توجه به طراحی سیستم تصویربرداری برای یک رزولوشن خاص، این افزایش تعداد خط نه تنها باعث افزایش رزولوشن تصویر به میزان زیادی نمی‌شود، بلکه میزان اطلاعاتی که باید دریافت، پردازش، و در نهایت به زمین ارسال شوند را نیز افزایش داده و توان بیشتری مصرف می‌شود؛ ولی این تعداد خط اضافی، ضمانتی برای داشتن همیشگی همپوشانی در تصاویر خواهد بود.

## تعیین تعداد پیکسل آشکارساز

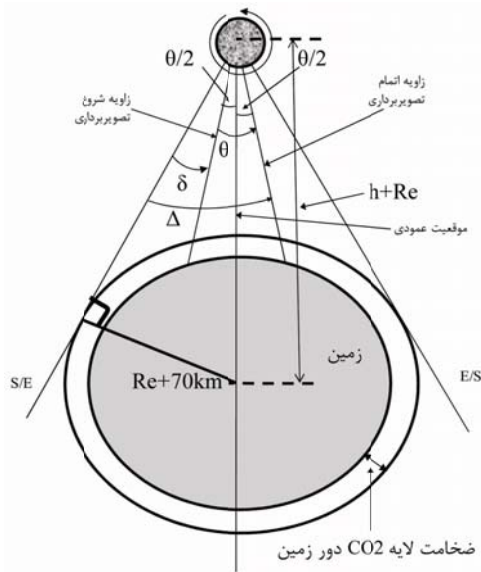
هر پیکسل زمین با رزولوشن دلخواه بر روی پیکسلی از آشکارساز تصویر می‌شود. با توجه به مساوی بودن ابعاد فریم مورد نظر، تعداد پیکسل مورد نیاز CCD نیز از رابطه (۲) محاسبه می‌شود. نکته‌ای که در اینجا باید مورد توجه قرارگیرد این است که تعداد پیکسل‌های CCD عموماً توان‌های دو هستند؛ بنابراین برای انتخاب CCD باید نزدیک‌ترین تعداد پیکسل از توان دو را که به پیکسل‌های مورد نظر نزدیک است انتخاب کرد.

## تعیین زمان مناسب تصویربرداری

همانگونه که گفته شد، تصویربرداری در ماهواره چرخان نیازمند تعیین زاویه و زمان مناسب دوربین در چرخش است. در این قسمت به تعیین زاویه و زمان مناسب تصویربرداری خواهیم پرداخت.

## تعیین زاویه مناسب دوربین

با توجه به چرخش دوربین ماهواره، برای شروع تصویربرداری، تشخیص زمان قرارگرفتن دوربین در زاویه مناسب ضروری است. این زاویه همانگونه که قبلاً نیز محاسبه شد برابر نصف زاویه میدان دید دوربین  $(\theta/2)$ ، قبل از موقعیت عمودی است (شکل ۲). در ماهواره‌های چرخان، معمولاً سیستمی بر مبنای آشکارسازهای مادون قرمز، زمان رسیدن محور دوربین از فضا به زمین و بالعکس را به ترتیب در قالب دو پالس  $S/E$ <sup>۱۶</sup> و  $E/S$ <sup>۱۷</sup>، تعیین می‌کند (شکل ۳) [۱۴].



شکل ۴- محاسبه زمان شروع و اتمام تصویربرداری

### تعیین زمان رسیدن به زاویه مناسب تصویربرداری

فاصله زمانی بین پالس S/E و پالس اکتساب بستگی به نرخ چرخش ماهواره، ارتفاع ماهواره و پارامترهای دیگر دارد. در رابطه (۵) یک روش ساده برای تخمین این زمان ارائه شده است. در این رابطه  $n_{turn}$  نرخ چرخش ماهواره است.

$$t_{begin} = \frac{\delta}{n_{turn} \cdot 360 (\text{degree/sec})} \quad (5)$$

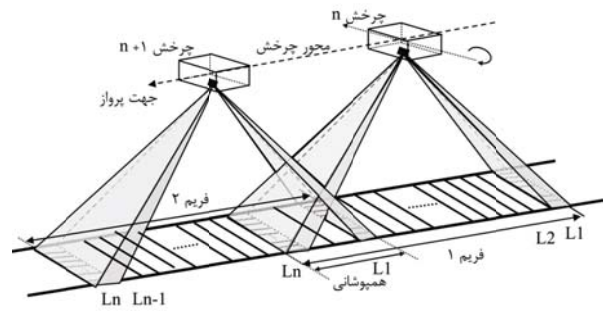
زمان پایان تصویربرداری، یعنی زمان رسیدن به زاویه  $\Delta$  نیز از رابطه (۶) محاسبه می‌شود.

$$t_{end} = t_{begin} + \frac{\theta}{n_{turn} \cdot 360 (\text{degree/sec})} \quad (6)$$

پس از مرحله انجام محاسبات طراحی، نوبت به طراحی بلوک دیاگرام سیستم تصویربرداری با توجه به کلیه ارتباطات لازمه با سایر زیرسیستم‌های ماهواره و نیز با زیرواحدهای خود می‌رسد.

### نمودار بلوکی سیستم تصویربرداری و ارتباطات آن با سایر واحدها

سیستم تصویربرداری از سه واحد اصلی تشکیل شده است: واحد آشکارساز، واحد کنترل، و واحد مدیریت داده. این سیستم برای انجام تصویربرداری، به ارتباط و هماهنگی با واحدهای دیگر ماهواره شامل کامپیوتر مرکزی ماهواره، واحد مخابرات، و قسمت تولیدکننده پالس عبور افقی نیاز دارد. واحد کنترل و مدیریت داده با هماهنگی این واحدها، تصویر زمین را از واحد آشکارساز به صورت داده



شکل ۳- تشخیص زمان عبور از افق

پالس شروع و اتمام تصویربرداری، پالسی بین این دو پالس است؛ به‌گونه‌ای که منطقه موردنظر در زیر ماهواره، کاملاً تصویربرداری شود. این منطقه همان منطقه به طول  $x$  است که تحت زاویه جاروب سیستم ( $\theta$ ) قرار می‌گیرد (شکل ۳). واحد کنترل تصویربرداری، از روی پالس‌های S/E و E/S این پالس را می‌سازد. پالس مورد نظر، در این مقاله پالس اکتساب خوانده می‌شود. پالس مدت زمان خاصی پس از دریافت پالس S/E تولید می‌شود. زمان پایان تصویربرداری نیز مسلماً زمانی است که کل زاویه جاروب سیستم تصویربرداری شده باشد (شکل ۳). مقدار زاویه‌ای که باید پس از دریافت پالس S/E تا رسیدن به زاویه تصویربرداری طی شود، در رابطه (۳) به صورت تقریبی محاسبه شده است. محاسبه دقیق این رابطه، مستلزم در نظر گرفتن زاویه میل ماهواره<sup>۱۸</sup>، بیضوی شکل بودن زمین، و نیز محل قرارگیری ماهواره در مدار است، که البته تفاوت زیادی با این رابطه نخواهد داشت. در این رابطه  $R_e$  شعاع زمین است (شکل ۴):

$$\delta (\text{degree}) = \text{Arcsin} \left( \frac{Re + 70(\text{km})}{Re + h(\text{km})} \right) - \frac{\theta}{2} \quad (3)$$

زاویه اتمام تصویربرداری نیز از رابطه (۴) محاسبه می‌شود:

$$\Delta = \delta + \theta \quad (4)$$

نکته‌ای که در این مسئله جالب توجه است، ضخامت لایه‌ای از دی‌اکسیدکربن به دور زمین است. حسگرهای گفته شده که پالس‌های S/E و E/S را تولید می‌کنند، به علت اینکه اکثراً از نوع آشکارسازهای مادون قرمز هستند، اختلاف دما را در مرز لایه دی‌اکسیدکربن و فضا و نه در مرز زمین و فضا حس می‌کنند. بنابراین ما نیز در محاسبات، شعاع کره دی‌اکسیدکربن را شعاع کره زمین به علاوه ضخامت دی‌اکسیدکربن در نظر می‌گیریم (شکل ۴).

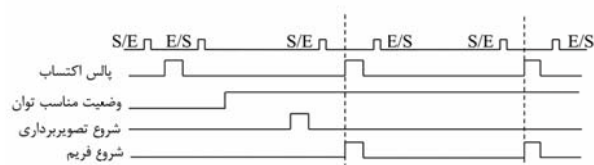
ارسال، به مشکل طراحی پیچیده‌تر محموله تصویبرداری اضافه می‌شود. این روش تصویبرداری نیز مسلماً نیازمند قرار داشتن ماهواره در دید ایستگاه زمینی است. بنابراین، حتی با وجود فراهم بودن توان و نرخ بیت ارسال مناسب، همواره نمی‌توان از این روش تصویبرداری استفاده کرد.

اما روش دیگر تصویبرداری، تصویبرداری به شیوه ذخیره و سپس ارسال است. در این روش، ابتدا تصاویر دریافت و در حافظه ذخیره می‌شوند و سپس در زمان مناسب که هم ماهواره در دید ایستگاه زمینی قرار دارد و هم توان کافی در دسترس است، به زمین ارسال می‌شوند. برای کارکردن در این روش و دریافت تصاویر به تعداد مورد نظر، نیاز به حجم حافظه کافی در ماهواره خواهیم داشت. در این روش تصویبرداری می‌توانیم حتی زمانی که در دید ایستگاه زمینی نیز قرار نداریم، تصویبرداری را انجام دهیم.

بنابراین همان‌طور که مشاهده شد، هر دو نوع روش دریافت و ارسال تصویر مورد نیاز و ضروری است. تصویبرداری ماهواره در این دو روش، مستلزم عملکرد ماهواره در سه حالت یا مد کاری است: مد تصویبرداری زمان واقعی برای تصویبرداری در حالت زمان واقعی، مد دریافت اطلاعات و ذخیره در حافظه (مد ذخیره) و مد ارسال تصاویر به ایستگاه زمینی<sup>۱۹</sup> برای عملکرد غیر زمان واقعی.

### تعیین زمان شروع تصویبرداری

زمان رسیدن به جغرافیای مورد نظر را پالسی از طرف کامپیوتر مرکزی، به نام پالس شروع تصویبرداری به واحد کنترل تصویبرداری اعلام می‌کند. این واحد با دریافت این پالس، پس از بررسی وضعیت مناسب تغذیه (پالس وضعیت مناسب توان)، بر مبنای پالس اکتساب پالس شروع فریم را می‌سازد (شکل ۶). این پالس، معرف زمان شروع برداشت هر فریم تصویر است.

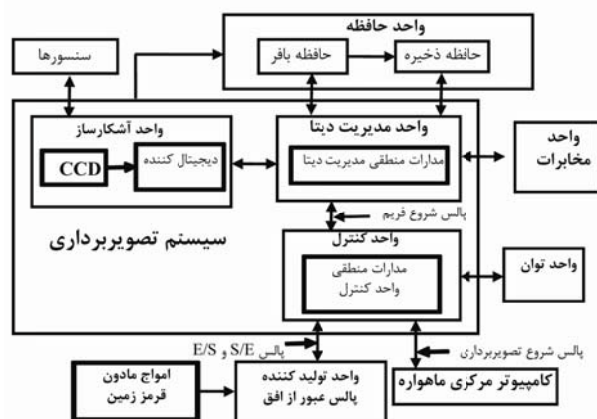


شکل ۶- نحوه تولید پالس شروع فریم

### دریافت تصویر از آشکارساز و ذخیره در حافظه بافر

پس از تولید پالس شروع فریم، واحد مدیریت داده، هر یک از پیکسل‌ها را به صورت داده‌های n بیتی برای هر پیکسل خط، از

دیجیتال، پیکسل به پیکسل دریافت می‌کند و در حافظه ذخیره می‌کند. این اطلاعات در زمان مناسب، با هماهنگی کامپیوتر مرکزی ماهواره، توسط خود سیستم تصویبرداری به واحد مخابرات برای ارسال تحویل داده می‌شود. علاوه بر ارتباطات گفته شده، اطلاعات وضعیت سیستم شامل دما، ولتاژ، و جریان قسمت‌های مهم محموله نیز باید در زمان‌های مورد نیاز بررسی شود. نمودار بلوکی سیستم به همراه این ارتباطات در شکل (۵) آمده است.



شکل ۵- نمودار بلوکی واحد تصویبرداری به همراه کلیه ارتباطات

### مدهای مختلف کاری ماهواره، و زمان بندی

#### دریافت، ذخیره و ارسال تصویر در هر مد

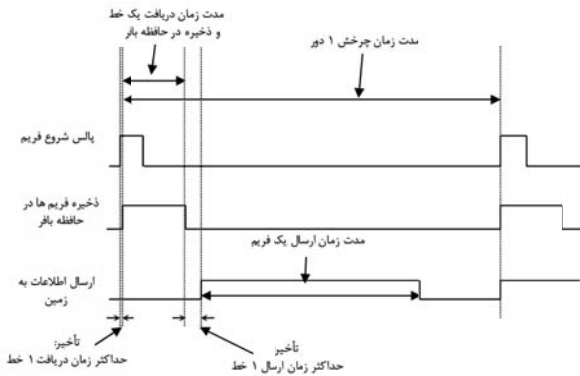
تصویبرداری در مدهای مختلفی قابل انجام است. در هر مد نیز زمان بندی‌های خاصی برای دریافت، ذخیره و ارسال تصویر وجود دارد. در این قسمت به تشریح مدهای مختلف و نیز زمان بندی‌های مربوطه خواهیم پرداخت.

#### مدهای مختلف کاری ماهواره

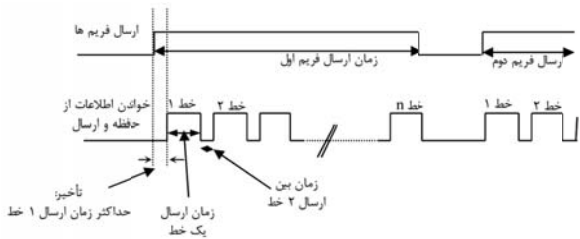
ماهواره‌های با مأموریت تصویبرداری، وظیفه دریافت تصاویر از زمین و ارسال آنها به ایستگاه زمینی را بر عهده دارند. اما این دریافت و ارسال را می‌توان به دو روش کلی انجام داد. اولین روش که پیچیده‌ترین روش محسوب می‌شود، دریافت یک فریم تصویر و ارسال آن و سپس دریافت فریم بعدی و ارسال آن است. این شیوه تصویبرداری، تصویبرداری زمان واقعی خوانده می‌شود. در این شیوه به علت اینکه ارسال باید بین دریافت دو فریم صورت گیرد، هم نرخ بیت بالاتری مورد نیاز است، که توان بیشتری را نیز طلب می‌کند، و هم به علت متوالی بودن تصویبرداری و ارسال، توان متوسط هنگام کارکرد محموله تصویبرداری افزایش می‌یابد. در این روش تصویبرداری، این مشکلات افزایش توان و افزایش نرخ بیت

### عملکرد در مد زمان واقعی

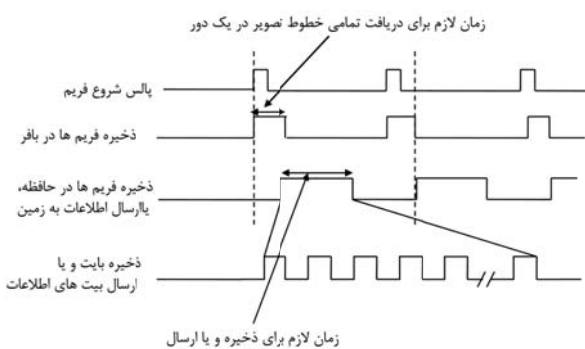
همان‌گونه که گفته شد، عملکرد ماهواره در این مد پیچیدگی بیشتری دارد. زمان‌بندی کلی دریافت فریم‌های تصویر و ارسال آنها در شکل (۱۰) نشان داده شده است. اطلاعات ابتدا در حافظه بافر ذخیره (شکل ۷) و سپس ارسال می‌شود (شکل ۱۱). نحوه زمان‌بندی در این مد با جزئیات بیشتر در شکل (۱۲) آمده است.



شکل ۱۰- ارتباط زمانی کلی برای عملکرد زمان واقعی



شکل ۱۱- دیاگرام زمانی ارسال در حالت زمان واقعی

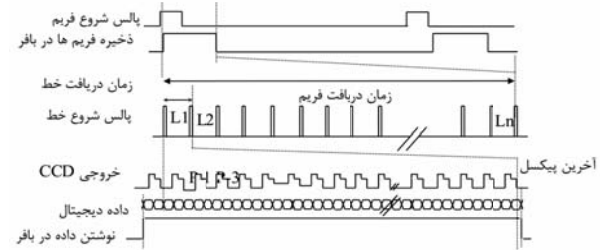


شکل ۱۲- ارسال و ذخیره فریم‌ها، در حالت عملکرد زمان واقعی

### انجام یک طراحی نمونه

به منظور نشان دادن کارایی روش پیشنهادی، با فرض مشخصات مداری و مشخصات تصویر مطلوب که در جدول (۱) آمده است، طراحی سیستمی معموله تصویربرداری یک ماهواره نمونه انجام می‌شود. خلاصه نتیجه محاسبات در جدول (۲) آورده شده است.

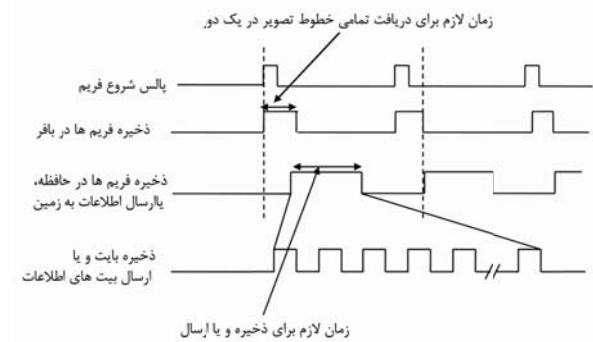
واحد آشکارساز دریافت و در حافظه بافر، مطابق شکل (۷) ذخیره می‌کند. این داده‌ها سپس به حافظه ذخیره منتقل یا به زمین ارسال می‌شوند.



شکل ۷- دریافت اطلاعات تصویر از آشکارساز

### ذخیره اطلاعات در حافظه ذخیره

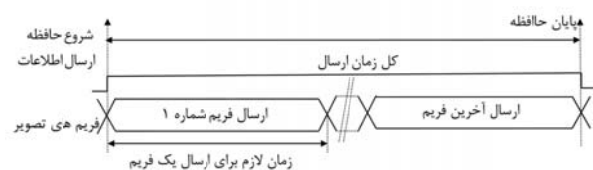
در مد ذخیره، هر فریم پس از دریافت و ذخیره در حافظه بافر، به حافظه ذخیره منتقل می‌شود (شکل ۸). انتقال به حافظه ذخیره، در فاصله زمانی بین دو دریافت تصویر انجام می‌شود. به این ترتیب تعداد مورد نظر فریم، تصویربرداری و برای ارسال بعدی در حافظه ذخیره می‌شوند.



شکل ۸- دیاگرام زمانی برای ثبت داده در حالت ذخیره

### ارسال تصویر به زمین در مد ارسال

در صورتی که فریم‌های تصویر در مد ذخیره در حافظه ثبت شده باشند، با ایجاد شرایط مناسب برای ارسال، این فریم‌ها به واحد مخابرات برای ارسال به سمت ایستگاه زمینی تحویل داده می‌شوند. نحوه و زمان‌بندی ارسال فریم‌های تصویر، در شکل (۹) نشان داده شده است.



شکل ۹- دیاگرام زمانی ارسال فریم‌ها در حالت ارسال

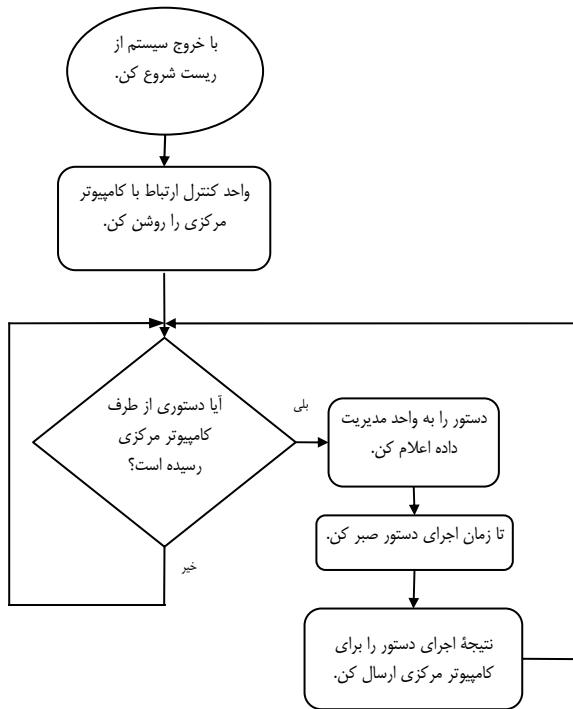


جدول ۱- مشخصات مدار و تصویر مطلوب

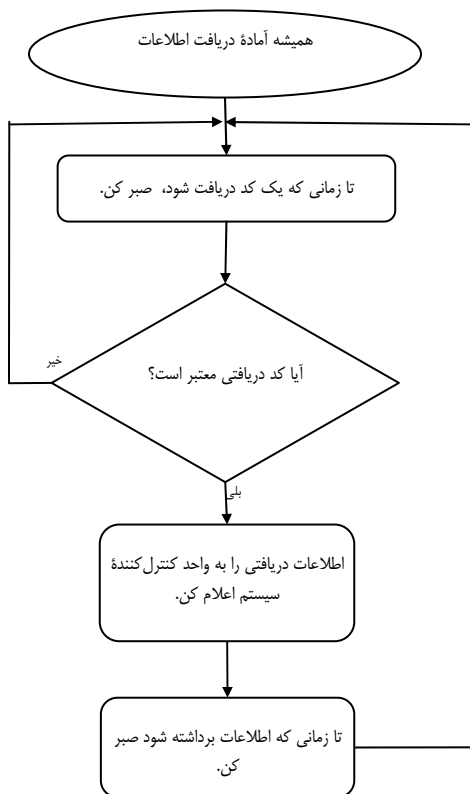
پارامتر	مقدار
رزولوشن تصویر	۷۵۰ متر
ابعاد تصویر	۲۰۰ متر × ۲۰۰ متر
ارتفاع مدار ماهواره	۷۰۰ کیلومتر
نرخ چرخش	۴ دور در دقیقه

جدول ۲- طراحی سیستمی محموله تصویربرداری یک ماهواره نمونه

پارامتر	مقدار
روش تصویربرداری	جاروبی
نوع آشکارساز (Photo Cell)	CCD خطی ۱۰۲۴ پیکسلی
زاویه جاروب و میدان دید دوربین	۱۶/۳ درجه
تعداد خط مورد نیاز هر فریم	۳۰۰
تعداد پیکسل مورد نیاز هر فریم	۲۶۷
چند برابر شدن نرخ چرخش	۱/۱۲۵
زاویه شروع تصویربرداری پس از پالس S/E	۵۷/۴۸ درجه
زمان شروع تصویربرداری پس از پالس S/E	۲/۴ ثانیه
زمان پایان تصویربرداری پس از پالس S/E	۳/۰۸ ثانیه



شکل ۱۳- نمودار نحوه عملکرد واحد کنترل کننده سیستم



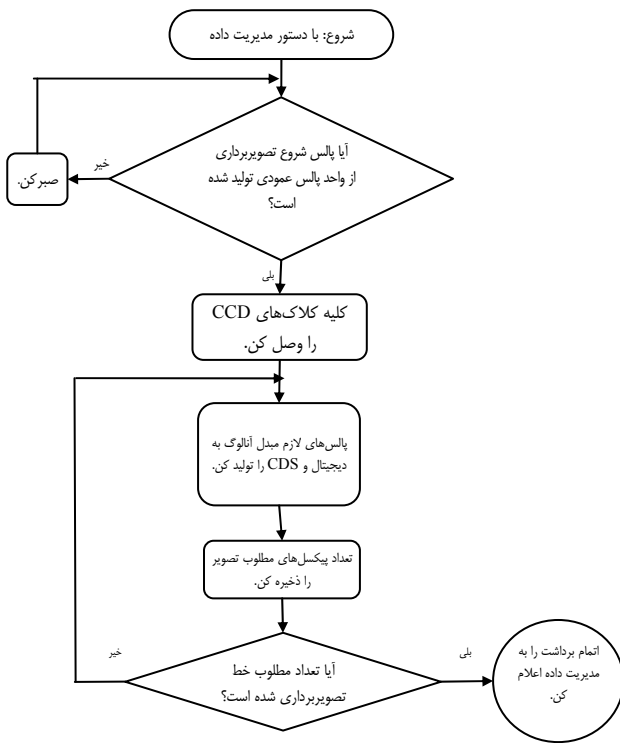
شکل ۱۴- نمودار واحد کنترل کننده ارتباط با کامپیوتر مرکزی

## پیاپی سازی بر روی FPGA

پیاپی سازی سیستم بر روی FPGA در حقیقت شامل پیاپی سازی بلوک های طراحی شده در شکل (۷) است. در شکل های (۱۳) تا (۱۷) نمودار نحوه عملکرد هر یک از این بلوک ها در FPGA ارائه شده است. در جدول (۴) نیز میزان مصرف منابع FPGA سیستم تصویربرداری یک ماهواره چرخان با قابلیت تصویربرداری زمان واقعی، پس از پیاپی سازی ارائه شده است.

جدول ۴- میزان مصرف منابع FPGA سیستم تصویربرداری یک ماهواره چرخان با قابلیت تصویربرداری زمان واقعی

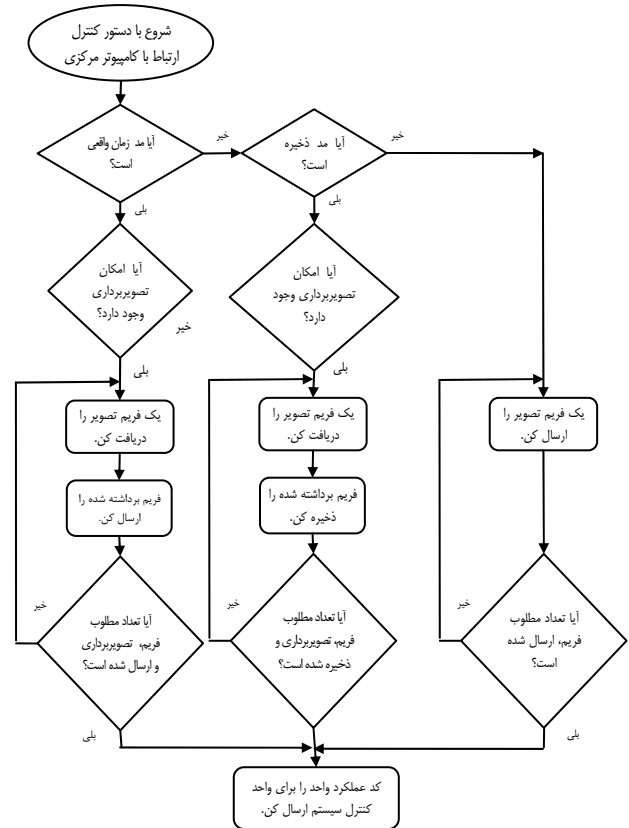
نام واحد	تعداد رجیستر	تعداد کل عناصر منطقی
واحد کنترل کننده سیستم	۲۲	۴۵
کنترل ارتباط با کامپیوتر مرکزی	۳۷	۵۸
مدیریت داده	۲۵	۶۲
دریافت و ذخیره اطلاعات CCD	۱۰۳	۱۸۵
فرستنده	۷۶	۳۲۴



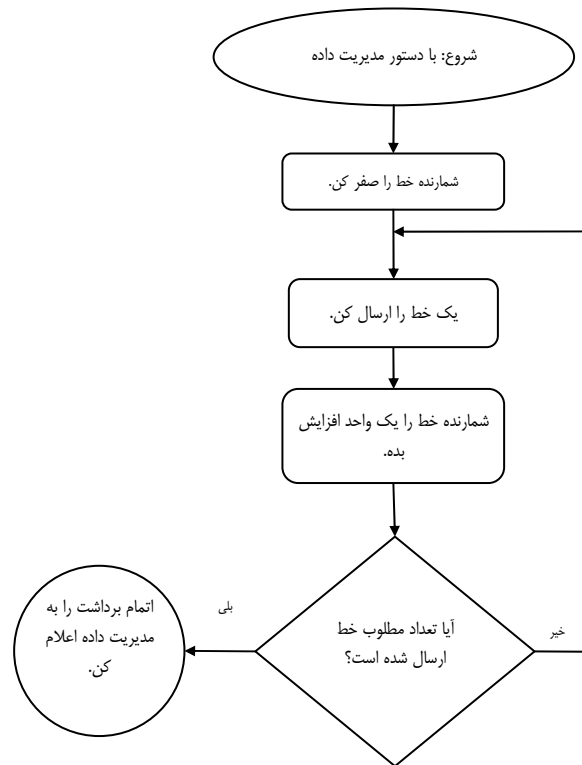
شکل ۱۷- نحوه عملکرد واحد فرستنده

### نتیجه گیری

پیاده‌سازی سیستم تصویربرداری با قابلیت تصویربرداری زمان واقعی در ماهواره‌های چرخان، به علت چرخش دوربین به همراه ماهواره نیازمند محاسبات دقیق و حداقل بیشتری نسبت به ماهواره‌های غیرچرخان است. علاوه بر این، مانند تمامی ماهواره‌ها طراحی ارتباطات زمانی بین واحد تصویربرداری و واحدهای مختلف ماهواره نیز ضروری است. در این مقاله، ابتدا روش مناسب تصویربرداری به همراه آشکارساز مورد نیاز سیستم، انتخاب شده و سپس کلیه محاسبات لازم برای طراحی مفهومی سیستم تصویربرداری شامل: زاویه میدان دید، زاویه و زمان شروع تصویربرداری، تعداد خطوط لازم و رزولوشن مورد نیاز هر خط انجام گرفت. پس از این مرحله، با توجه به ارتباطات مورد نیاز سیستم تصویربرداری با سایر زیرسیستم‌های ماهواره، بلوک دیاگرام سیستم تصویربرداری به همراه ارتباطات لازم با سایر واحدها طراحی شد. سپس پالس‌های زمانی لازم برای دریافت اطلاعات از آشکارساز، ذخیره، و سپس ارسال آنها در دو روش زمان واقعی و غیر زمان واقعی (ذخیره و سپس ارسال) بیان شد. در پایان، با توجه به پالس‌های زمانی موازی مورد نیاز برای دریافت و ارسال، و کلیه ارتباطات و ورودی-خروجی‌های لازم، با لحاظ جرم، حجم و هزینه کم، پیاده‌سازی سیستم بر روی FPGA انجام شد.



شکل ۱۵- نحوه عملکرد واحد مدیریت داده



شکل ۱۶- نحوه عملکرد واحد دریافت‌کننده اطلاعات CCD

## مراجع

- [8] Kramer, H. J., *Observation of the Earth and its Environment*, 4<sup>th</sup> Edition, Springer, 2002.
- [9] Corba, M. and Quadrini, E. M., "In-Flight Reconfigurable Electronics for Integral Imager Prototype," *IEEE*, 1994, pp. 790-794.
- [10] Stephens, P. and et al., "Launch of International Disaster Monitoring Constellation: the Development of a Novel International Partnership in Space," *RAST 2003*, Istanbul, Turkey, 2003.
- [11] Hadj-Sahraoui Rachedi, A. and Brewer, A. N., "Alsat-1: First Result of Multispectral Imager," *International Archives of Photogrammetry Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. 3, pp. 337-341, July 2004.
- [12] Portell I De Mora, J., Payload Data Handling, Telemetry and Data Compression Systems for Gaia, PhD. Thesis, Department de Fisica Aplicada, Universitat Politecnica de Catalunya, Barcelona, June 2005.
- [13] Holst, G. C., *CCD Arrays, Cameras, and Displays*, SPIE Optical Engineering Press, 1998.
- [14] Holst, G. C., *Testing and Evaluation of Infrared Imaging Systems*, SPIE Optical Engineering Press, 1998.
- [1] Benhouzid, A. B., Rachedi, A. and Laidi, K., "A New Micro-Satellite CCD Camera Controller Design," *Proceedings of 2<sup>nd</sup> International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, pp. 248-253, 2005.
- [2] Wertz, J. R. and Larson, W. J., Editors, *Space Mission Analysis and Design*, 3<sup>rd</sup> Edition, Microcosm Press, El Segundo, California, 1999.
- [3] Nieke, J., Schwarzer, H., Neumann, A. and Zimmermann, G., "Imaging Space borne and Airborne Sensor Systems in the Beginning of the Next Century," *The European Symposium on Aerospace Remote Sensing (IEEE)*, 1997, pp. 22-26.
- [4] Elachi, Ch. and Van Zyl, J., *Introduction to the Physics and Techniques of Remote Sensing*, 2<sup>nd</sup> Edition, John Wiley and Sons, 2006.
- [5] Rees, W. G., *Physical Principles of Remote Sensing*, Cambridge University Press, 2001.
- [6] Sanchez, J. and Canton, M. P., *Space Image Processing*, CRC Press LLC, 1999.
- [7] Mattos, P. G., "The Transputer in Satellite Signal Processing," *IEEE Colloquium on Transputer and Signal Processing*, 1990.