ارائه یک معماری نوین مبتنی بر پیکربندی جزیی برای پیاده سازی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله در ماموریت های فضایی

امیر چگینی[۱]

مجید علیزاده[۲]، حمید رضا ناجی[۳]

چکیده

در این مقاله معماری نوینی برای پیاده سازی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله در ماموریت های فضایی ارائه شده است. جمع آوری اطلاعات از محموله های مختلف در ماهواره ها و مانیتور نمودن وضعیت هر محموله و زیر سیستم یکی از فعالیت های مهم در ماهواره به حساب می آید، که نقش حیاتی را در حفظ ماموریت و بقای ماهواره ایفا می نماید. این زیر سیستم اطلاعات مورد نیاز را از کلیه محموله ها و زیر سیستم های مختلف ماهواره جمع آوری نموده و پس از تبدیل به بسته هایی مطابق با استانداردهای موجود جهت ارسال به زمین آماده می نماید. در این میان همزمانی ارسال اطلاعات و هماهنگی با کامپیوتر مرکزی ماهواره و زیر سیستم مخابرات ماهواره بسیار مهم می باشد. در این مقاله معماری نوینی ارائه شده است که زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به صورت مستقل از کامپیوتر مرکزی عمل می نماید و به این ترتیب میزان حجم پردازشی کامپیوتر مرکزی ماهواره به شدت کاهش می یابد. در ارائه این معماری نوین از روش های جدید پیکربندی سخت افزار مانند روش پیکربندی جزیی پویا استفاده شده است. در انتهای این مقاله، معماری پیشنهادی با استفاده از زبان توصیف سخت افزار VHDL بر روی بستر سخت افزاری از خانواده virtex-4 از شرکت Xilinx پیاده سازی گردیده و نتایج آن جهت صحت سنجی ارائه شده است.

کلید واژه

پردازش اطلاعات بر روی برد، کامپیوتر مرکزی ماهواره، پیکر بندی جزیی، معماری

۱- دانشجوی دکترای برق الکترونیک، دانشگاه تهران chaginy2000@yahoo.com
۲- کارشناس برق مخابرات - دانشگاه امام حسین (ع)
۳- دانشیار دانشکده برق - دانشگاه تحصیلات تکمیلی کرمان
تاریخ دریافت: ۹۰/۶/۱۰ تاریخ پذیرش: ۹۰/۷/۲۰

مقدمه

استفاده از ماهواره ها جهت انجام انواع ماموریت های فضایی مانند سنجش از دور، کاربردهای مخابراتی و ارتباطات تصویری، ماموریت های نظامی، جاسوسی و ... در سال های اخیر افزایش یافته است. استفاده از ماهواره های کوچک، سبک و ارزان جهت برآورد سازی اهداف این ماموریت ها رویکرد بسیاری از شرکت های فعال در این حوزه می باشد. [۱-۲] در این میان کشورهایی مانند ایران نیز که اخیرا وارد باشگاه فضایی گردیده اند نیازمند انجام ماموریت های فضایی با هزینه تمام شده پایین، وزن کم، ابعاد کوچک و در عین حال قابلیت اطمینان بالا می باشند. از آن جایی که ماهواره های مدرن امروزی با توجه به محموله طراحی می گردند، ماموریت نهایی ماهواره کلیه زیر سیستم ها و چگونگی ارتباط آن ها راتحت الشعاع قرار می دهد. بنابراین محموله مهمترین قسمت در هر ماموریت فضایی به شمار می رود. ازطرفی توجه به افزایش قابلیت اطمینان محموله باعث افزایش قابلیت اطمینان کل ماموریت می گردد. از این رو سیستم پردازش اطلاعات محموله روی برد ماهواره یکی از حلقه های مهم در زنجیره ارتباط میان محموله فضایی و ایستگاه زمینی را تشکیل می دهد. بنابراین افزایش قابلیت اطمینان زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله (PCDAS) در ماهواره ها امر مهمی است که باید مورد توجه جدی قرار گیرد. معماری زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله از یک ماهواره به ماهواره دیگر با توجه به ماموریت ماهواره، وزن ماهواره، ابعاد ماهواره و... متفاوت می باشد. ما در این مقاله بر روی ماهواره هایی در کلاس میکرو تمرکز خواهیم نمود. این ماهواره ها معمولا دارای انواع مختلفی از محموله ها مانند دوربین هایی در طیف های مختلف جهت کاربردهای سنجش از دور و هوا شناسی، سنسورهایی جهت انجام مطالعات زیست فضایی و تلسکوپ ها و... برای تحقیق و پژوهش های حوزه فضایی می باشند. پس از بررسی چندین پروژه مختلف فضایی که توسط چندین شرکت فضایی مختلف و گروه های تحقیقاتی و آژانس های فضایی کشورهای مختلف انجام شده است،[۳][۴] می توان این گونه استنباط نمود که زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به سه شکل کلی زیر طراحی و پیاده سازی می گردد:

- این زیر سیستم به عنوان یک سیستم توکار داخل کامپیوتر مرکزی ماهواره (OBC) قرار می گیرد.
- زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به عنوان واسطی بین محموله ها و کامپیوتر مرکزی ماهواره قرار گرفته و اطلاعات را از زیر سیستم ها و محموله جمع آوری نموده و برای پردازش به کامپیوتر مرکزی ماهواره منتقل می نماید.
- نهایتا در معماری سوم زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به دو دسته تقسیم می گردد: یک قسمت از این زیر سیستم در محموله وظیفه جمع آوری و ارسال اطلاعات را به سمت کامپیوتر مرکزی داراست و یک قسمت در کامپیوتر مرکزی وظیفه دریافت این اطلاعات و پردازش و بسته بندی و فرمت دهی آن ها را بر عهده دارد.

در قسمت سوم این مقاله با این معماری ها بیشتر آشنا خواهیم شد. در این مقاله پس از مطالعه معماری های کنونی و رایج برای پیاده سازی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله، معماری خود را پیشنهاد داده و جهت صحت سنجی معماری پیشنهادی، با استفاده از زبان توصیف سخت افزار VHDL به پیاده سازی معماری پیشنهادی می پردازیم. در قسمت دوم این مقاله به تشریح زیر سیستم جمع آوری اطلاعات

و کنترل محموله می پردازیم. در قسمت سوم معماری های مختلف موجود با جزییات بررسی خواهند شد، در قسمت چهارم معماری پیشنهادی ارائه می گردد و سپس در قسمت پنجم برای تکمیل معماری پیشنهادی روش پیکربندی جزیی پویا ارائه می گردد. در قسمت ششم معماری پیشنهادی را پیاده سازی نموده و نتایج حاصل از پیاده سازی ارائه می گردد و نهایتا در پایان نتیجه گیری ارائه می شود.

تشریح عملکرد زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله

همانطور که در قسمت قبل اشاره گردید زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله وظیفه جمع آوری اطلاعات را از زیر سیستم ها و محموله های مختلف بر عهده دارد. این اطلاعات پس از انتقال به کامپیوتر مرکزی ماهواره، قالب بندی شده و به سمت زمین ارسال می گردد. به طور کلی ماهواره ها دارای محموله های مختلفی می باشند. در این مقاله ما فرض می کنیم محموله ما یک محموله اپتیکی در ۴ طیف مختلف جهت تصویر برداری از زمین و کاربردهای سنجش از دور در مدار LEO می باشد. دوربین فرض شده در این مقاله دارای چهار خروجی همزمان می باشد که اطلاعات چهار طیف مختلف را به صورت همزمان در چهار کانال خروجی خود قرار می دهد. از این پس منظور ما از محموله این دوربین ۴ کاناله خواهد بود. امروزه معماری های مدرن زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله تنها وظیفه انتقال اطلاعات را بر عهده نداشته و علاوه بر انتقال اطلاعات به کامپیوتر مرکزی وظیفه قالب بندی، پردازش و بسته بندی اطلاعات مطابق با استاندارد رایج (CCSDS) را دارا هستند. برای بر طرف شدن هر گونه ابهام و روشن شدن وظایف مهم زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله این وظایف در ادامه ذکر می شوند:

- دریافت فرمان ها از کامپیوتر مرکزی ماهواره و اجرای فرمان های مورد نظر برای محموله
- دریافت فرمان از کامپیوتر مرکزی ماهواره جهت کنترل خود زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله
- انتقال اطلاعات تله متری و سیگنال های همزمانی از محموله به کامپیوتر مرکزی ماهواره
- بسته بندی اطلاعات مطابق با استاندارد های موجود مانند CCSDS
- کنترل و انتخاب مود عملکردی مناسب برای محموله
- دریافت اطلاعات اصلی تصویر بر روی چهار کانال مختلف از محموله و انتقال آن به کامپیوتر مرکزی
- فراهم نمودن اطلاعات زمانی با توجه به فیدبک گیری از محموله برای ارسال به کامپیوتر مرکزی
- قابلیت ذخیره اطلاعات بر روی حافظه در صورت در دسترس نبودن ایستگاه زمینی و خواندن مجدد اطلاعات از حافظه جهت ارسال به زمین در زمان مناسب
- فراهم نمودن پردازش های مناسب بر روی اطلاعاتی مانند فشرده سازی، رمزنگاری و ....

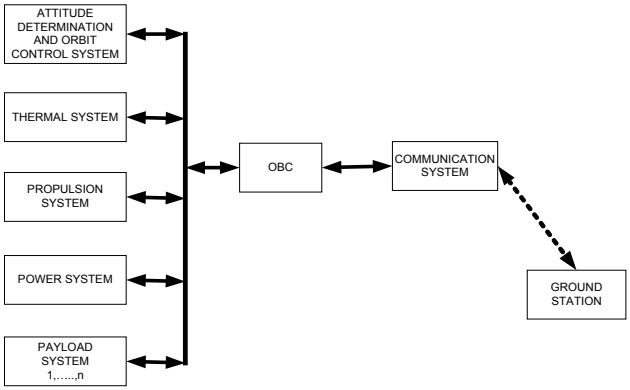
پس از آگاهی یافتن از وظایف نمونه های اولیه و امروزی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به بررسی معماری های امروزی که در بسیاری از سامانه های فضایی استفاده می گردند می پردازیم و نقاط ضعف و قوت هر یک را تفضیل بیان می نماییم.

معماری های زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله امروزی

همانطور که در بخش اول این مقاله نیز اشاره شد، سه معماری عمده مختلف برای طراحی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله وجود دارد. در این بخش از مقاله این سه روش را مورد بررسی قرار می دهیم.

زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به صورت توکار در کامپیوتر مرکزی

در این معماری، زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به صورت توکار داخل کامپیوتر مرکزی ماهواره قرار گرفته و به عنوان یک ماژول از واحد کامپیوتر مرکزی می باشد. در این معماری کامپیوتر مرکزی وظیفه جمع آوری اطلاعات از تمام زیر سیستم ها را بر عهده داشته و عملا وظیفه کنترل محموله ها را نیز دارا می باشد.[۳] این روش پر استفاده ترین و رایج ترین روش طراحی و پیاده سازی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله، به خصوص در نانو ماهواره ها و پیکو ماهواره ها می باشد. [۵] شکل ۱ به خوبی این معماری را نشان می دهد.



شکل ۱. اولین معماری مجتمع شده- طراحی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به صورت توکار در کامپیوتر مرکزی

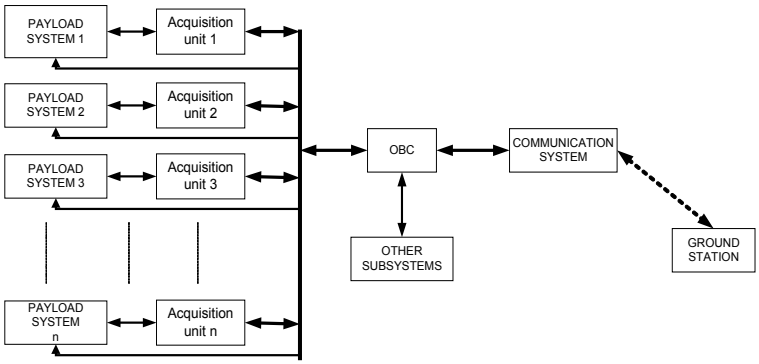
همانطور که مشاهده می شود این روش یک معماری مدیریت مرکزی را ارائه می نماید. کامپیوتر مرکزی ماهواره کنترل کلیه زیر سیستم های ماهواره، مکانیز ها، عملکردها، تصمیم گیری ها و جمع آوری اطلاعات را برعهده دارد.[۶]

در این معماری عملا زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله داخل کامپیوتر مرکزی انجام وظیفه می نماید. بنابراین می توان به راحتی دریافت که میزان حجم پردازش اطلاعات در کامپیوتر مرکزی در این معماری به شدت بالا می باشد که این مسئله یکی از معایب این معماری به شمار می رود. بنابراین هنگام طراحی باید پردازنده ای با سرعت پردازشی (MIPS) بالاتر انتخاب نمود که همین مسئله باعث افزایش هزینه تمام شده در ماموریت های فضایی می گردد. همانطور که می دانیم پردازش و انتخاب پردازشگر یکی از گلوگاه های پروژه های فضایی می باشد. اما از طرفی نیز نمی توان پردازشگرهای گران قیمت را انتخاب

نمود زیرا از طرف دیگر هزینه تمام شده ماموریت در پروژه های فضایی نیز مهم می باشد. بنابراین باید مصالحه ای بین هزینه تمام شده و انتخاب پردازشگر انجام داد. با توجه به این مطالب این معماری متمرکز که تمام پردازش ها و تصمیم گیری ها را بر عهده کامپیوتر مرکزی ماهواره می گذارد مطلوب نمی باشد. در این معماری مدیریت کلیه فرآیندهای مختلف ماهواره بر عهده کامپیوتر مرکزی می باشد، که نهایتا منجربه پیچیده تر شدن طراحی کامپیوتر مرکزی ماهواره چه در سخت افزار و چه در نرم افزار می گردد. پیچیدگی طراحی کامپیوتر مرکزی در این معماری به دلیل حجیم بودن میزان پردازش های آن می باشد، زیرا عملا کامپیوتر مرکزی از یک طرف در حال ارسال اطلاعات تله متری به زمین بوده از طرف دیگر در حال دریافت و دیکد نمودن اطلاعات تله کامند از زمین است و در عین حال در حال تبادل اطلاعات با زیر سیستم های ماهواره و انجام پردازش های مختلف روی برد می باشد.

زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله بین کامپیوتر مرکزی و محموله ها

در این معماری، عملا زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله بین کامپیوتر مرکزی و سایر زیر سیستم ها قرار می گیرد.[۴] این معماری هنگامی که ماهواره دارای چندین محموله متفاوت با نرخ ارسال اطلاعات مختلف باشد مورد استفاده قرار می گیرد. در این معماری زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به گروه های مختلفی تقسیم می شود که هر کدام از این گروه ها از یک طرف به یک زیر سیستم و یا محموله متصل هستند و از طرف دیگر همه این گروه ها به کامپیوتر مرکزی متصل می شوند. شکل ۲ این معماری را نشان می دهد.



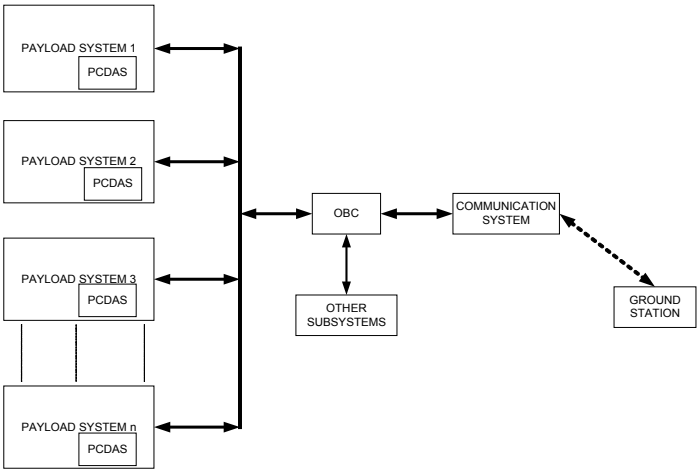
شکل ۲. قرار گیری زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله بین محموله های مختلف و کامپیوتر مرکزی

در شکل ۲، تعداد محموله از ۱ تا n بستگی به تعداد محموله های موجود بر روی ماهواره تغییر می یابد. با مشاهده این شکل به خوبی می توان دریافت که به دلیل نیاز به انتقال سیگنال های کنترلی ارتباط مستقیم بین محموله ها و کامپیوتر مرکزی وجود دارد. در این معماری کامپیوتر مرکزی وظیفه دریافت اطلاعات از واحد های جمع آوری اطلاعات و انجام پردازش های مختلفی مانند فشرده سازی، بسته بندی و فرستادن این اطلاعات به زیر سیستم مخابرات را بر عهده دارد.[۷]

اگر ماهواره در دید ایستگاه زمینی باشد و دسترسی به ماهواره امکان پذیر باشد، این اطلاعات به صورت بلادرنگ برای ایستگاه زمینی ارسال می گردد و اگر ماهواره در دید ایستگاه زمینی نباشد، کامپیوتر مرکزی باید قادر به ذخیره سازی اطلاعات بر روی حافظه جانبی باشد و در صورت دسترسی به ایستگاه، اطلاعات را از حافظه خوانده و جهت ارسال به ایستگاه زمینی به سیستم مخابرات تحویل دهد. با بررسی این معماری می توان دریافت که در این معماری حجم پردازش ها در کامپیوتر مرکزی کاهش یافته و جمع آوری اطلاعات عملا به واحدهای جداگانه ای منتقل شده است. در نگاه اول اینگونه به نظر می رسد که قابلیت اطمینان در این معماری افزایش یافته است، اما با نگاهی دقیق تر می توان به این نکته پی برد که با افزایش سیم بندی ها و اتصالات و تعداد واحد های فعال میزان قابلیت اطمینان سیستم کاهش یافته و در عین حال مصرف توان و وزن کل سیستم افزایش می یابد. [۸] همانطور که می دانیم، در طراحی سیستم های فضایی توجه به میزان وزن و توان مصرفی بسیار مهم می باشد که در این معماری هر دو این خصوصیات افزایش داشته اند.

قرار گیری زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله در داخل هر محموله

در این معماری زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله در داخل هر محموله قرار می گیرد و هر محموله توسط این واحد ها با کامپیوتر مرکزی در ارتباط می باشد. بنابراین در این معماری هر محموله حافظه مربوط به خودش را داراست که در صورت نیاز اطلاعات خود را در آن ذخیره می نماید و سپس هنگامی که ماهواره در دید ایستگاه زمینی قرار می گیرد، با فرمان کامپیوتر مرکزی این اطلاعات در اختیار سیستم مخابرات جهت ارسال به زمین قرار خواهند گرفت. در این معماری ماژول ها جمع آوری و پردازش اطلاعات و حافظه ها تماما در داخل محموله قرار می گیرند. از آنجایی که هر محموله ای یک واحد پردازشی و کنترلی و حافظه دارد، باعث افزایش وزن، ابعاد، و توان مصرفی نهایی سیستم می گردد که این عیب بزرگی برای استفاده در ماموریت های فضایی به شمار می آید. شکل ۳ این معماری را نشان می دهد.



شکل ۳. قرار گیری زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله در داخل هر محموله

همانطور که در شکل ۳ مشاهده می شود زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله در داخل هر محموله قرار داده شده است. این معماری یک عیب بزرگ دیگر نیز دارد، و آن این است که در صورت استفاده از محموله های آماده، دیگر نمی توان از این معماری استفاده نمود. امروزه نیز اکثر شرکت های ماهواره ساز بزرگ دنیا زیر سیستم های ماهواره را به صورت آماده خریداری نموده و آن ها را تجمیع و آماده پرتاب به فضا می نمایند. با توجه به معماری های ارائه شده در این بخش در بخش چهار به ارائه معماری نوین خود برای پیاده سازی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله در ماهواره ها خواهیم پرداخت.

ارائه معماری نوین پیشنهادی

در این قسمت از مقاله به ارائه معماری نوین خود می پردازیم و نشان خواهیم داد که با استفاده از این معماری مشکلات موجود در معماری های قبلی برطرف می گردد. در معماری پیشنهادی، زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به گونه ای جانمایی می شودکه به طور مستقیم با هر کدام از محموله ها در ارتباط بوده و در عین حال هنگامی که ماهواره در دسترس ایستگاه زمینی نیست، قادر به ذخیره سازی اطلاعات بر روی حافظه جانبی متصل به خود می باشد. در معماری پیشنهادی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله وظیفه جمع آوری اطلاعات، انجام کلیه پردازش های لازم، ذخیره سازی اطلاعات بر روی حافظه جانبی، خواندن اطلاعات حافظه در زمان مناسب و انتقال به زیر سیستم مخابرات طبق استانداردهای رایج مانند CCSDS را بر عهده دارد. شکل ۴ معماری پیشنهادی را نشان می دهد. همانطور که ملاحظه می شود، می توان دریافت که با استفاده از این معماری از کامپیوتر مرکزی ماهواره جهت جمع آوری اطلاعات استفاده نمی گردد و حجم بسیاری از پردازش ها از روی کامپیوتر مرکزی ماهواره برداشته شده است. کامپیوتر مرکزی ماهواره تنها سیگنال های کنترلی و فرمان های مناسب را در لحظات مشخصی از زمان برای زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله ارسال می نماید و همچنین وظیفه نظارت بر کار این زیر سیستم را بر عهده دارد. لازم به ذکر است در این معماری وظیفه نظارتی کامپیوتر مرکزی از بین نرفته و به زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله انتقال نمی یابد. بنابراین می توان اینگونه تحلیل نمود که سیستم مخابراتی فرمان های دریافتی تله کامند را از ایستگاه زمینی دریافت نموده و جهت پردازش ها و دیکدینگ به کامپیوتر مرکزی ماهواره منتقل می کند، اما جهت ارسال اطلاعات تله متری و تصویر از ماهواره به ایستگاه زمینی، کامپیوتر مرکزی ماهواره اصلا وارد عمل نشده و زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله این اطلاعات را برای زیر سیستم مخابرات می فرستد. با توجه به این اصل که هر ماموریت فضایی با هدفی صورت می پذیرد، و با توجه به هدف ماموریت، محموله های روی برد فضا پیما یا ماهواره مشخص می گردند، و از آن به بعد تمامی فعالیت ها و اقدامات حول محموله و هدف ماموریت صورت می پذیرد، بنابراین محموله یک سیستم کلیدی در هر ماموریت فضایی است که جهت افزایش قابلیت اطمینان باید دارای کنترل و مدیریت داده جداگانه ای باشد. مزیت عمده و مهم معماری پیشنهادی، اتصال مستقیم زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به زیر سیستم مخابرات است که میزان انعطاف پذیری سیستم را افزایش می دهد. بنابراین در معماری پیشنهادی با کاهش حجم پردازش ها از روی کامپیوتر

مرکزی ماهواره، وظیفه جمع آوری، قالب بندی، فشرده سازی، رمز نگاری و بسته بندی اطلاعات بر عهده زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله گذارده شده است. در معماری پیشنهادی، زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله واسطی بین حافظه، محموله ها، زیر سیستم مخابراتی و کامپیوتر مرکزی ماهواره می باشد. به علت عملکرد حساس زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله، باید در طراحی آن نهایت صبر و حوصله را به خرج داده و طراحی را با در نظر گرفتن حداکثر قابلیت اطمینان و با اضافه نمودن افزونه های لازم انجام داد. با جداسازی این ماژول و کاهش وظایف کامپیوتر مرکزی ماهواره، مدت زمان لازم جهت عیب یابی و برطرف نمودن عیب در کامپیوتر مرکزی ماهواره که به عنوان قلب ماهواره به شمار می آید به شدت کاهش می یابد. همچنین می توان با استفاده از تکنیک های نوینی مانند پیکربندی جزیی، ماژول هایی را به این زیر سیستم اضافه و یا از آن حذف نمود. با این تکنیک در قسمت پنج بیشتر آشنا خواهیم شد. خاطر نشان می گردد معماری پیشنهادی برای استفاده در ماهواره هایی که حجم پردازش اطلاعات محموله بالا بوده مناسب می باشد و عملا باعث افزایش قابلیت اطمینان در کل ماموریت فضایی می گردد. فرآیند عملکرد زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله پیشنهادی به صورت خط لوله ای (پایپلاین) می باشد. این زیر سیستم به صورت همزمان رشته اطلاعات را از محموله های مختلف و همچنین فرمان های کنترلی مانند زمان و مکان ماهواره را از کامپیوتر مرکزی ماهواره دریافت نموده تا به همراه اطلاعات اصلی به سمت زمین ارسال دارد. این اطلاعات جهت آشکارسازی و دیکدینگ و برقراری همزمانی گیرنده زمینی با ماهواره حائز اهمیت می باشند. معماری داخلی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله پیشنهادی در شکل ۵ نشان داده است. مطابق طراحی های مدرن امروزی، جهت طراحی این زیر سیستم از طراحی ماژولار استفاده نموده ایم تا بتوان از مزایای این طراحی استفاده نمود. در طراحی معماری زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله از ماژول های زیر استفاده شده است:

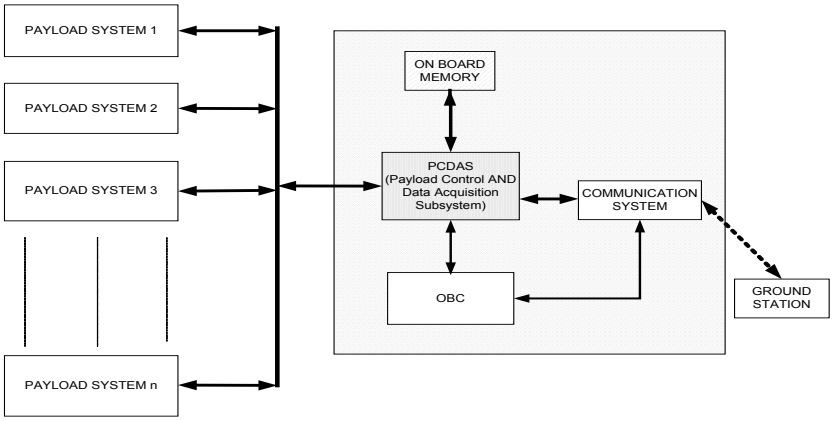
- ماژول دریافت اطلاعات از محموله ها
- ماژول ارتباط داده با کامپیوتر مرکزی ماهواره
- ماژول قالب بندی اطلاعات
- ماژول رمز نگاری اطلاعات
- ماژول بسته بندی اطلاعات مطابق با استانداردهای موجود مانند CCSDS جهت ارسال اطلاعات به زیر سیستم مخابرات[۹-۱۰]
- ماژول سفید(در ادامه مقاله به تفصیل بیان گردیده است)

در ادامه هر یک از ماژول ها را به تفکیک توضیح می دهیم.

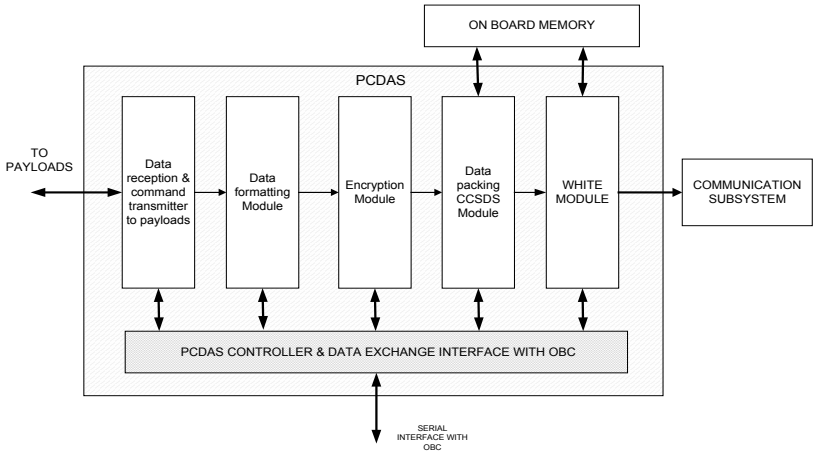
ماژول ارتباط داده با کامپیوتر مرکزی ماهواره

ماژول ارتباط داده با کامپیوتر مرکزی ماهواره یکی از ماژول های مهم در زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله می باشد. از آنجایی که این ماژول تنها مسیر ارتباطی میان زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله با کامپیوتر مرکزی ماهواره را جهت انتقال فرمان های کنترلی فراهم می سازد، توجه به بالا بودن قابلیت اطمینان این ماژول در هنگام طراحی حیاتی است. در صورت لزوم می توان از افزونه های گرم

و تکنیک های مقاومت در برابر عیب استفاده نمود. پروتکل ارتباطی مورد استفاده جهت ارتباط کامپیوتر مرکزی ماهواره با این زیر سیستم توسط SSP می باشد.



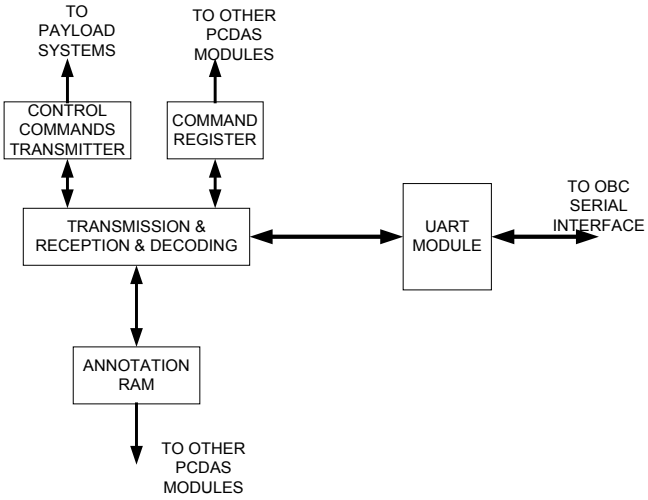
شکل ۴- معماری پیشنهادی



شکل ۵. ساختار داخلی معماری پیشنهادی برای زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله

دلیل انتخاب این پروتکل پرهیز از پیچیدگی در طراحی، میزان نرخ خطای قابل قبول و تقریبا قابل صرف نظر برای این پروتکل و پیاده سازی آسان آن می باشد.[۱۱] شکل ۶ ساختار داخلی این ماژول را نشان می دهد. همانطوری که شکل ۶ نشان می دهد این ماژول از زیر ماژول های زیر تشکیل یافته است:

- UART
- دریافت و دیکدینگ (کدگشایی) اطلاعات از کامپیوتر مرکزی و ارسال اطلاعات به آن
- انتقال فرمان های مربوط به زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله
- ارسال فرمان های کنترلی به محموله ها
- حافظه ای جهت ذخیره اطلاعات در حین پردازش



شکل ۶. ساختار داخلی ماژول ارتباط داده با کامپیوتر مرکزی

ماژول دریافت اطلاعات از محموله ها

این ماژول جهت دریافت اطلاعات از محموله های مختلف در نظر گرفته شده است. عملا وظیفه این ماژول دریافت اطلاعات به صورت سری از محموله ها و تبدیل نمودن این اطلاعات به اطلاعاتی موازی است. در مرحله بعدی خروجی های موازی این ماژول جهت ورود به ماژول قالب بندی اطلاعات مورد استفاده قرار می گیرد. بنابراین دریافت و آماده سازی اطلاعات جهت قالب بندی وظیفه عمده این ماژول می باشد. یکی از نیازمندی های این ماژول دارا بودن قابلیت تبادل اطلاعات با نرخ بالا است.

ماژول قالب بندی اطلاعات

این ماژول یک ماژول داخلی برای زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به حساب می آید و هیچ ارتباطی با دنیای خارج از زیر سیستم ندارد این ماژول به وسیله سیگنال های کنترلی که از کامپیوتر مرکزی می آید، کنترل می گردد. وظیفه این ماژول مرتب سازی اطلاعات مربوط به محموله ها و شماره بندی آن ها و خواندن اطلاعات کلیدی کامپیوتر مرکزی مانند زمان و مکان ماهواره از حافظه داخلی ماژول ارتباط داده با کامپیوتر مرکزی ماهواره و اضافه نمودن این اطلاعات به اطلاعات محموله ها می باشد. پس از این مرحله، اطلاعات آماده پردازش شده و به ماژول رمزنگاری منتقل می شوند.

ماژول رمز نگاری

از آنجایی که زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله بر روی برد ماهواره قرار می گیرد، رمزنگاری انجام شده در آن باید قابلیت های نظیر، کم مصرف بودن از نظر توانی، زمان پردازش کوتاه، سطح امنیتی

قابل قبول، فضای اشغالی کوچک به دلیل محدودیت های وزنی و ابعادی در ماهواره، قابلیت پردازش اطلاعات رشته ای از داده هاو.... را داشته باشد. پس از بررسی های صورت گرفته الگوریتم های مختلف رمز نگاری، الگوریتم هایی که نیازمندی های فوق را برآورده سازند عبارتند از الگوریتم DES، 3DES، AES . از آن جایی که استاندارد رمز نگاری DES به مدت طولانی است که در اکثر ماهواره ها استفاده می گردد [۱۲-۱۳]، این الگوریتم را برای رمز نگاری انتخاب می نماییم. برای استفاده از این الگوریتم باید مجموعه ای از کلیدها را در زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله ذخیره نماییم.

ماژول بسته بندی اطلاعات مطابق با استانداردهای موجود

در معماری پیشنهادی، این ماژول وظیفه بسته بندی و فرمت دهی اطلاعات مطابق با استاندارد CCSDS را بر عهده دارد. وظیفه اصلی این ماژول بسته بندی اطلاعات ورودی به ماژول مطابق استاندارد و ارسال بسته ها به سیستم مخابراتی جهت ارسال به ایستگاه زمینی است. [۱۴] اطلاعات به صورت بلادرنگ پرداش شده و در صورت دسترسی به ایستگاه زمینی به زیر سیستم مخابرات انتقال داده شده تا به زمین ارسال گردند و در صورت عدم دسترسی به ایستگاه زمینی اطلاعات پردازش شده در حافظه جانبی ای که در دسترس زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله می باشد ذخیره می گردند.

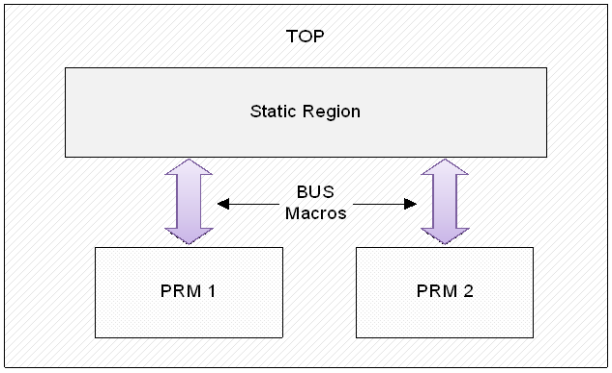
ماژول سفید

این ماژول جهت پیکربندی جزیی به صورت بلادرنگ استفاده می گردد. [۱۵] یکی از بزرگترین معایب راه حل های سخت افزاری برای استفاده به جای سیستم های نرم افزاری، عدم انعطاف پذیری آن ها است. یکی از راه های نوینی که برای مرتفع نمودن این مشکل استفاده می گردد پیکربندی جزیی پویا است. این تکنیک سخت افزارهایی با خاصیت پیکربندی مجدد مانند FPGA ها را قادر می سازد، در هنگام اجرا و پردازش ساختار داخلی خود را اصلاح نموده و به ساختاری با عملکردی متفاوت تبدیل شوند. به این ترتیب مشکل عدم انعطاف پذیری سخت افزارها با پیکربندی مجدد آن ها در حال پردازش بلادرنگ مرتفع شده است. این ماژول در معماری پیشنهادی قرار داده شده است تا در صورت نیاز به صورت بلادرنگ قادر به تغییر عملکرد خود باشد. با استفاده از تکنیک پیکربندی جزیی این ماژول می تواند به واحدهای مختلف پردازشی مانند فشرده سازی، رمزنگاری سطوح پیشرفته و .... تبدیل گردد. بنابراین در صورت نیاز با استفاده از فرمان های ارسالی به ماهواره از ایستگاه زمینی و مرکز کنترل ماموریت ماهواره، می توان الگوریتمی را به دلخواه بر روی این ماژول پیاده سازی نمود. در قسمت پنج در خصوص این تکنیک کارآمد که امروزه در ماموریت های فضایی کاربردهای فراوانی دارد به تفصیل بحث می نماییم.

تکنیک پیکربندی جزیی پویا

این تکنیک بر خلاف پیکربندی جزیی ایستا (SPR) ، که در آن کل سیستم از کار می افتد تا پیکربندی

جدید بر روی سخت افزار پیاده شود و سپس مدار روشن می شود، قرار دارد. در این نوع پیکربندی قسمتی از سخت افزار تغییر نموده در حالی که سایر قسمت های سخت افزار در حال اجرا هستند. مزایای این تکنیک عبارتند از: کاهش مصرف توان، کاهش فضای اشغالی، انعطاف پذیری، استفاده مجدد از سخت افزار و پیاده سازی الگوریتم های مختلف بر روی سخت افزار در حال کار به صورت بلادرنگ. برای پیاده سازی این تکنیک معمولا در هنگام طراحی باید طرح را به دو قسمت تبدیل نمود. یک قسمت که در کل اجرای برنامه بر روی سخت افزار بدون تغییر باقی می ماند، این قسمت به نام SR معروف است. ناحیه ایستا باید شامل کنترل کننده پیکربندی و واسط هایی برای ارتباط با قسمت پویا باشد.[۱۶] تمامی ورودی ها و خروجی های ماژول به این قسمت متصل می شوند. ناحیه ایستا به وسیله واسط های ثابتی به نام Bus Macro ها با ناحیه پویا در ارتباط می باشد. قسمت دوم، ناحیه پویا می باشد که به وسیله فرمان های قسمت کنترلی تغییر عملکرد می دهد. معمولا این ماژول ها با آمدن فرمان های مناسبی از بیرون FPGA به صورت رشته بیت های سری پیکربندی مجدد می شوند. شکل ۷ این مسئله را نشان می دهد.[۱۷]



شکل ۷. پیکربندی جزیی پویای مبتنی بر ماژول

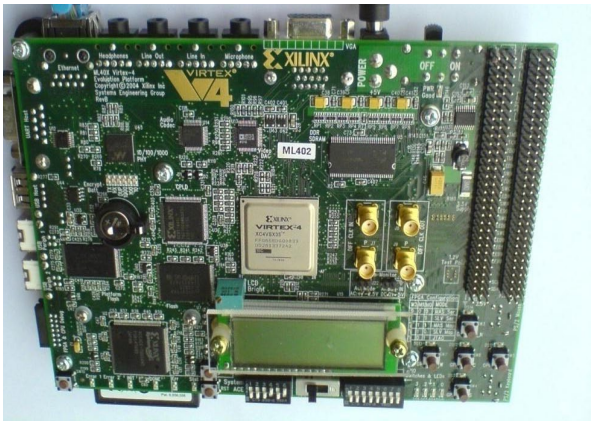
معمولا برای پیاده سازی پیکربندی جزیی می توان از نرم افزار ISE، محصول شرکت Xilinx استفاده نمود. سخت افزارهای ساخت این شرکت مانند VIRTEX-4 , SPARTAN3 , VIRTEX II PRO و ... قابلیت پشتیبانی از این ویژگی را دارند.[۱۵] بنابراین می توان با استفاده از این تکنیک بر روی ماژول سفید ارائه شده در معماری پیشنهادی عملکرد دلخواه را پیاده سازی نمود. استفاده از این تکنیک باعث افزایش انعطاف پذیری معماری پیشنهادی می گردد. این ماژول کاربرد دیگری نیز علاوه بر این کار داراست. فرض کنید یکی از ماژول های پیشنهادی این معماری دچار عیب و خرابی گردد و این عیب توسط سیستم ناظر تشخیص داده شود. بلافاصله پس از تشخیص عیب، فرمان مناسب صادر گردیده و ماژول سفید می تواند با استفاده از تکنیک پیکربندی جزیی پویا بر روی برد ماهواره به صورت بلادرنگ پیکربندی گردد. بدین ترتیب ماژول سفید در شرایط فعالیت عادی سیستم به عنوان پردازش انتخابی و در زمان وقوع عیب بر روی سیستم می تواند به عنوان افزونه هر یک از ماژول های این معماری نیز منظور گردد. بنابراین با این تکنیک علاوه بر این که معماری پیشنهادی دارای انعطاف پذیری بیشتری نسبت به معماری های اشاره شده قبلی می باشد، دارای قابلیت اطمینان

بالاتری نیز نسبت به آن ها می باشد.

پیاده سازی معماری پیشنهادی بر روی سخت افزار

برای پیاده سازی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله می توان از ترکیب همزمان چندین پردازنده و یا میکرو کنترلر مختلف استفاده نمود.[۳] اما این مسئله دارای معایبی مانند افزایش پیچیدگی در طراحی و برنامه نویسی، پیچیدگی طراحی PCB با استاندارد فضایی به علت وجود چندین تراشه مختلف، پیچیدگی در انجام تست های لازم، مصرف توان بالا، افزایش ابعاد و وزن زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله به خاطر استفاده از عناصر مختلف و کاهش قابلیت اطمینان می باشد. از طرف دیگر همزمانی بین چندین عنصر متفاوت و عیب یابی و رفع عیب نمودن آن نیز بسیار دشوار است. بنابراین برای رفع چنین معایبی پیشنهاد می گردد از ایده پیاده سازی تمام سیستم بر روی یک تراشه (SOC) استفاده نماییم. با استفاده از این روش می توان کل یک سیستم را داخل یک تراشه پیاده سازی نمود. امروزه با پیشرفت تکنولوژی و حضور FPGA ها در دنیای الکترونیک به دلیل مزایای گسترده ای از جمله قابلیت پیکربندی مجددی که دارند، رویکرد پیاده سازی یک سیستم بر روی یک تراشه افزایش یافته است. مصرف توان کمتر، اجرای همزمان چندین وظیفه مختلف، انعطاف پذیری و ... را می توان به عنوان دیگر مزایای FPGA ها نام برد. [۱۸]

استفاده از ایده پیاده سازی کل سیستم بر روی یک تراشه دارای مزایایی نظیر کاهش زمان مورد نیاز جهت طراحی، کاهش زمان عیب یابی به دلیل مجتمع شدن کل سیستم در یک تراشه و رفع عیب آن، کاهش پیچیدگی طراحی کل سیستم، برقراری همزمانی ساده تر بین عناصر مختلف داخل یک تراشه، مصرف توان کمتر، کاهش ابعاد و وزن سیستم، حذف سیم بندی های اضافه و افزایش امنیت است. بنابراین برای پیاده سازی معماری پیشنهادی با استفاده از تجربیات مقالات قبلی که منتشر نموده ایم، [۱۹-۲۰-۲۱] از بستر سخت افزاری ML402 با FPGA ای از خانواده VIRTEX-4 از شرکت Xilinx استفاده می نماییم. شکل ۸ این بستر سخت افزاری را نشان می دهد.

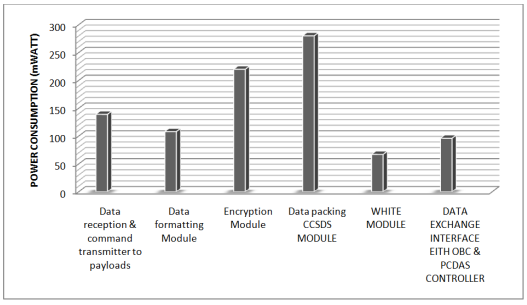


شکل ۸. برد سخت افزاری مورد استفاده از شرکت Xilinx

برای پیاده سازی معماری پیشنهادی کدهای هر کدام از ماژول ها را به زبان توصیف سخت افزار VHDL نوشته و آن ها را بر روی سخت افزار FPGA پیاده سازی می نماییم. برای استفاده از تکنیک پیکربندی جزیی باید از نرم افزار PLAN-AHEAD در کنار نرم افزار ISE استفاده نمود. با پیاده سازی موفق معماری فوق بر روی سخت افزار FPGA، این گونه نتیجه گیری می شود که با داشتن یک SOC می توان این زیر سیستم را در کلیه ماموریت های فضایی مرتبط به کار برد. از آن جایی که کدهای VHDL استاندارد هستند، می توان برای ساخت نمونه پروازی زیر سیستم جمع آوری اطلاعات و کنترل محموله از نمونه فضایی FPGA ها که با فعالیت در محیط فضا سازگار هستند استفاده نمود. در ادامه این بخش به ارائه نتایج حاصل از سنتز می پردازیم.

مصرف توان

با استفاده از XPOWER ANALYZER نرم افزار ISE می توان مصرف توان این معماری را محاسبه نمود. مقدار مصرف توان هر ماژول در شکل ۹ نشان داده شده است. این شکل نشان می دهد که مصرف توان ماژول CCSDS بیشترین مقدار و مصرف توان ماژول قالب بندی اطلاعات کمترین مقدار خود را داراست. مصرف توان کلی معماری پیشنهادی ۹۱۰ میلی وات می باشد.



شکل ۹. میزان مصرف توان معماری پیشنهادی به تفکیک مصرف هر ماژول

مصرف منابع داخلی FPGA

پس از استخراج نتایج حاصل از سنتز معماری پیشنهادی توسط نرم افزار ISE، نتایج حاصل از اشغال منابع داخلی FPGA که در جدول ۱ نشان داده شده اند، استخراج گردید.

Row	Resource Name	UTILIZED	TOTAL	Percentage %
1	Number of Flip flop	3729	49152	7%
2	Number of Slices	5259	24576	21%
3	Number of LUTs	8054	49152	16%

جدول ۱. میزان مصرف منابع داخلی FPGA

کارآیی معماری پیشنهادی

نرخ پردازش اطلاعات معماری پیشنهادی با در نظر گرفتن ۴ کانالی که از محموله به سمت زیر سیستم جمع آوری و کنترل محموله وارد می شوند نیز از نتایج سنتز استخراج گردید. در این معماری برای هر کانال نرخ ورودی اطلاعات معادل ۶۰Mbps می باشد که با منظور نمودن چهار کانال ورودی از محموله نرخ نهایی پردازش اطلاعات معادل ۲۴۰Mbps محاسبه می گردد. خروجی حاصل از این زیر سیستم می تواند بنابر قابلیت سیستم مخابرات متفاوت باشد. ما در این مقاله خروجی این زیر سیستم را معادل ۳۲Mbps در نظر گرفته ایم.

مراجع

[1] Y. BENTOUTOU, "A Real Time EDAC System for Applications Onboard Earth Observation Small Satellites", IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems, January 2012, Vol. 48, No. 1, PP.4554-.

[2] Dong-Soo Kang, Kyoung-Son Jhang, Dae-Soo Oh, "Design and Implementation of a Radiation Tolerant On-Board Computer for Science Technology Satellite-3", NASA/ESA Conference on Adaptive Hardware and Systems, ISSN: 9782010 ,/10/9-5889-4244-1-, IEEE, PP.178186-.

[3] N.W. Bergmann and P.R. Sutton, "A High- Performance Computing Module for a Low Earth Orbit Satellite using Reconfigurable Logic", Military and Aerospace Applications of Programmable Devices and Technologies Conference: MAPLD NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, September, 1998, PP.259268-.

[4] Aricha Yanguas, "Payload Data Processing and Storage Subsystem for CESAR Mission", Data Systems in Aerospace, Proceedings of DASIA, May 2000, PP.331339-.

[5] Argan, A. Tavani, M. Giuliani, A. et al, "The data handling system for the AGILE satellite", Nuclear Science Symposium Conference Record, Oct 2004, IEEE, PP.5661-.

[6] Young-Keun Chang, Suk-Jin Kang, Byoung-Young, "Exploitation of Space by HAUSAT-2 Nano Satellite", 4th Responsive Space Conference, April 2006, IEEE, PP.286292-.

[7] G.Aranci, L. Maltecca, R. Ranieri, "The Onboard Data Handling Subsystem for XMM/Integral Space Missions", Data Systems in Aerospace - DASIA 97,

Proceedings of the meeting held 2629- May, 1997, PP.166171-.
[8] SpaceWire – Links, Nodes, Routers and Networks ECSS- Space Engineering ECSS-E-5012-E Sept 2000.
[9]Recommendation for Space Data System Standards: Packet Telemetry CCSDS 102.0-B-5, Blue Book, November 2000.
[10] Packet Telemetry Standard, ESA PSS-04106-. Issue 1, January 1988.
[11] Simple Serial Protocol (SSP) Version 2.1, Henry Spencer
[12] Specifications For The Data Encryption Standard (DES), Federal Information Processing Standards Publication 463-, October 1999.
[13] A. Menezes, P. van Oorschot, and S. Vanstone ”Handbook of Applied Cryptography, chapter 2 and 3”, CRC Press, 1996.
[14] Recommendation for Space Data System Standards: Time Code Formats CCSDS 301.0-B-2, Blue Book, Issue 2, April 1990.
[15]http://www.xilinx.com/support/documentation/sw_manuals/xilinx12_1/PlanAhead_Tutorial_Overview_of_Partial_Reconfiguration_Flow.pdf .
[16]“Early Access Partial Reconfiguration User Guide”, www.xilinx.com, UG208 (v1.2) September 9, 2008. http://www.xilinx.com/support/documentation/sw_manuals/xilinx12_1/ug702.pdf .
[17] “PlanAhead Software Tutorial Overview of the Partial Reconfiguration Flow”, www.xilinx.com, UG 743 (v 12.1) May 3, 2010 .
[18] Michael Keating and Pierre Bricaud “Reuse Methodology Manual for system-on-a-chip designs”, third edition Kluwer academic publishers 2002.
[۱۹] امیر چگینی، حمید رضا ناجی "طراحی و پیاده سازی سخت افزاری فایروال با توان مصرفی کم و سرعت بالا بر روی یک تراشه"، پانزدهمین کنفرانس مهندسی کامپیوتر ایران ، تهران ، سال ۱۳۸۸. صفحه ۱۸۹ .
[20] Amir chegini, Saeid ezzati, Hamid reza naji, “Using Pipeline Architecture Technique for Implementing FPGA-Based Firewall”, The 5th International Conference for Internet Technology and Secured Transactions (ICITST-2010), London, UK, IEEE, 2010, PP.268275-.
[21] A. Chegini, K, Keyghobad, “A Novel Practical Approach for Establishing Security in the Communication Satellites”, 10th international conference on telecommunications in modern satellite, cable and broadcasting services (TELSIKS2011), oct 2011, IEEE, PP291300-.