

تست آسیب دوز تجمیعی بر میکروکنترلر AT90CAN128

وفا صدقی^{۱*} و سیدمصطفی صفوی همامی^۲

۱ و ۲- ماهواره آتست، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

*تهران- کدپستی: ۱۵۸۷۵-۴۴۱۳

Sedghi@aut.ac.ir

با توجه به افزایش روز افزون استفاده از قطعات تجاری (COTS) در زیرسیستم‌ها و سامانه‌های فضایی، اطمینان از صحت عملکرد این قطعات در محیط فضا اجتناب‌ناپذیر است. میکروکنترلر ۸ بیتی AT90CAN به دلیل کارایی بالا، ساختار ساده، مصرف توان پایین و قابلیت مدیریت باس CAN در طراحی برخی از ماژول‌های ماهواره مورد استفاده قرار گرفته است و برای اطمینان از صحت عملکرد در مأموریت‌های LEO با طول عمر حداقل سه سال، لازم است این قطعه تست‌های تشعشع را با موفقیت پشت سر گذارد. هدف این مقاله ارائه نتایج تست‌های TID روی این قطعه و صلاحیت‌سنجی آن برای مأموریت‌های بیش از سه سال است.

واژه‌های کلیدی: میکروکنترلر، AT90CAN، تست TID، قطعات COTS

مقدمه

پایداری در برابر تشعشع را در دو سطح تحمل‌کننده تشعشع^۳ و مقاوم در برابر تشعشع^۴ افزایش می‌دهند. مرز بین این سطوح پایداری، اغلب وابسته به تولیدکننده قطعات است.

با توجه به پیچیدگی‌های اضافه شده به فرایند تولید قطعات فضایی در مراحل ساخت، تست و بازار خاص و محدود این قطعات، سازندگان ترجیح کمتری برای ساخت این گونه قطعات دارند. اگر چه در سال‌های ۱۹۶۰، قطعات نظامی حدود ۷۰٪ بازار قطعات الکترونیک را تشکیل می‌دادند اما در آغاز هزاره سوم این سهم به ۰.۵٪ کاهش یافت.

از سوی دیگر تأمین این قطعات نیازمند صرف هزینه و زمان قابل توجه است. در پروژه‌های با مأموریت طولانی و در عمق فضا استفاده از این قطعات اجتناب‌ناپذیر می‌نماید. اما در پروژه‌هایی با محدودیت زمانی و هزینه‌ای و ارتفاع کم مأموریت، لازم است طیف وسیع‌تری از قطعات با کیفیت صنعتی^۵ یا تجاری^۶ در انتخاب مد نظر قرار گیرند که از جهت تست، بازمینی، تحمل ولتاژ و دما با قطعات

ماهواره‌ها هنگام استقرار در فضا، وارد مجموعه‌ای از برهم‌کنش‌ها با محیط اطراف خود می‌شوند. این برهم‌کنش‌ها اثرات متفاوت و گاهی مخرب بر عملکرد زیربخش‌ها یا کل مأموریت ماهواره دارند. طبق آمار موجود در مرکز ملی داده‌های ژئوفیزیک آمریکا، در فاصله سال‌های ۱۹۷۱ تا ۱۹۸۹، ۲۷۷۹ عدد از خرابی‌های گزارش شده در ماهواره‌ها، به برهم‌کنش با محیط فضا مرتبط بوده است. از سوی دیگر طبق تخمین ناسا، ۲۰ تا ۲۵ درصد خرابی فضاپیماها به اثرات محیط وابسته‌اند [۱]. این بدان معنی است که بقا و موفقیت هیچ مأموریت فضایی بدون در نظر گرفتن ملاحظات تشعشعی محیط، تضمین نخواهد شد.

اهمیت این ارزیابی‌ها هنگامی دوچندان می‌شود که قطعات غیرفضایی در زیرسیستم‌های سامانه‌های فضایی مورد استفاده قرار گیرند. قطعات فضایی با استفاده از روش‌ها و فناوری‌های تولید،

3. Rad Tolerant
4. Rad Hard
5. Industrial-grade
6. Commercial-grade

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. دانشیار

جدول ۱- حدود حساسیت قطعات مختلف نسبت به TID [۳]

نوع قطعه		حساسیت به TID
دیود	مرجع ولتاژ	تمام مقادیر
	سوئیچینگ، یکسوساز، شاتکی	>300 Krad-Si
دیود مایکروویو		تمام مقادیر
مدار مجتمع		تمام مقادیر
مدار مجتمع مایکروویو		>300 Krad-Si
نوسان ساز		تمام مقادیر
CCD		تمام مقادیر
قطعات اپتیکی، اپتوکوپلر، فتوترانزیستور، فتودیود و LED		تمام مقادیر
ترانزیستور		تمام مقادیر
ترانزیستور مایکروویو		>300 Krad-Si
هایبرید		تمام مقادیر

وجود پوشش‌های فلزی در کاهش اثر دوز تجمعی بسیار مؤثر است.

مدل‌سازی و ارزیابی محیط فضا برای ماهواره آتست

برای محاسبه میزان تشعشعات در فضای بیرون از زمین، از مدل‌هایی استفاده می‌شود. در این میان، AP-8 و AE-8 مدل‌های استاندارد و دقیقی هستند که به ترتیب پروتون‌ها و الکترون‌های به دام افتاده در کمربندهای ون آلن را در اطراف زمین توصیف می‌کنند. مدل AP-8 در دو ویرایش AP-8 MIN و AP-8 MAX به ترتیب برای حداقل و حداکثر میزان توزیع نسبت به سیکل خورشیدی یازده ساله منتشر شده است. مدل AE-8 برای توصیف تشعشعات الکترونی در سال ۱۹۹۱ مستند شده است و مانند AP، ویرایش‌های AP-MAX AE-MIN آن ارائه شده است. برای این پروتون‌های خورشیدی نیز مدل‌های متفاوتی ارائه شده است. از جمله این مدل‌ها، مدل King و مدل‌های JPL است. مدل JPL-91 از جمله مدل‌های مورد استفاده برای تحلیل پروتون‌های خورشیدی است [۵].

برای استخراج پارامترهای تشعشعی محیط پیرامون ماهواره آتست، از مدل‌های AP-8، AE-8 و JPL-91 استفاده شده است. ورودی اصلی این مدل‌ها، ویژگی مدارهای ماهواره است که مهم‌ترین آنها در جدول (۲) آورده شده است.

شکل (۳) و شکل (۴)، به ترتیب میزان شار پروتونی و الکترونی را در انرژی‌های مختلف برای مدار ماهواره آتست و بر اساس مدل‌های

فضایی و نظامی متفاوتند. این قطعات به دلیل تنوع عملکردهای قابل ارائه، معمولاً امکان تحقق مأموریت را به روش‌های ساده‌تر با حجم و هزینه کمتر محقق می‌نمایند. اما لازم است میزان مقاومت آنها در برابر شرایط موجود در محیط فضا و اثرات تشعشعی مانند دز تجمعی یونیزاسیون^۷، اثرات تک‌خدادی^۸ و آسیب جابه‌جایی^۹ به تناسب قطعه مورد استفاده، کاملاً مورد ارزیابی قرار گیرد.

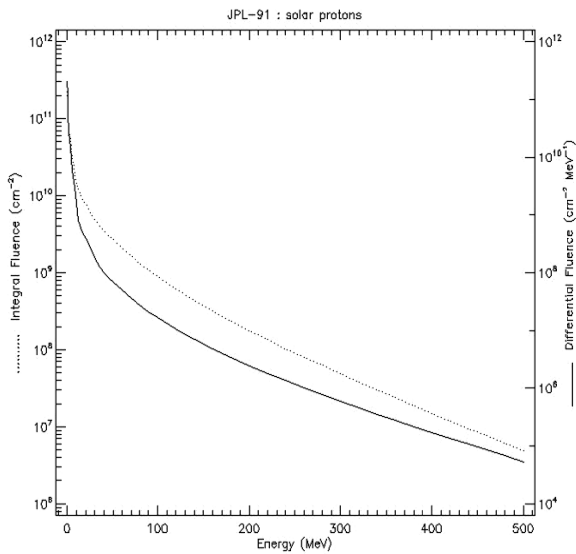
آسیب دوز تجمعی در محیط فضا

اثر دز تجمعی یونیزاسیون، ناشی از ایجاد جفت الکترون-حفره آزاد بر اثر شکستن پیوندهای الکترونیک است که بر اثر برخورد فوتون یا ذره رخ می‌دهد. در ماده سیلیکون، هنگامی که انرژی برخورد بیش از ۳/۶ الکترون‌ولت بیشتر باشد، یک جفت الکترون حفره آزاد می‌شود.

شناخته‌شده‌ترین افت ناشی از یونیزاسیون، به دام افتادن بار در تله‌هایی است که از پیش وجود داشته‌اند یا در اثر تشعشع ایجاد شده‌اند. منظور از به‌دام افتادن این است که بار برای مدتی در جایی ذخیره شده و سپس آزاد می‌شود. حفره‌ها به دلیل مکانیزم کند حرکتی، بیشتر به دام می‌افتند و با گذر زمان، تجمع این بارها سبب تغییر عملکرد یا تغییر خصوصیات ماده می‌شود. این پدیده، به نام TID شناخته می‌شود و برای توصیف آن از کمیت دوز استفاده می‌شود. یافتن نمودهای عینی از این اثر به دلیل برخی شباهت‌ها به اثرات ناشی از افزایش طول عمر قطعه، دشوار می‌نماید.

حساسیت به آسیب دز تجمعی یونیزاسیون و نوع بروز این اثر در هریک از فناوری‌های تجاری موجود برای ساخت قطعات الکترونیک، متفاوت است. در فناوری MOS^{۱۰}، این اثر، باعث جابه‌جایی ولتاژ آستانه، کاهش سرعت سوئیچینگ و افزایش جریان نشتی می‌شود. از آنجا که CCD^{۱۱} و APS^{۱۲} مبتنی بر MOS هستند، بر اثر دز تجمعی یونیزاسیون، شاهد تغییراتی مانند افزایش جریان تاریک و تغییرات ضریب انتقال بار خواهیم بود. کریستال‌های رزنانسی کوارتز، شیفت فرکانسی پیدا کرده و مواد اپتیکی، دچار افزایش جذب و تغییراتی در طیف جذب خواهند شد. بهره ترانزیستورهای BJT^{۱۳}، به خصوص در جریان‌های کم کاهش می‌یابد [۲].

7. Total Ionizing Dose(TID)
8. Single Event Effect (SEE)
9. Displacement Dmage (DD)
10. Metal Oxide Semiconductor
11. Charge Coupled Device
12. Active Pixel Sensor
13. Bipolar Junction Transistor



شکل ۵- طیف مربوط به پروتون‌های خورشیدی در مدار ماهواره آنتست بر اساس مدل JPL

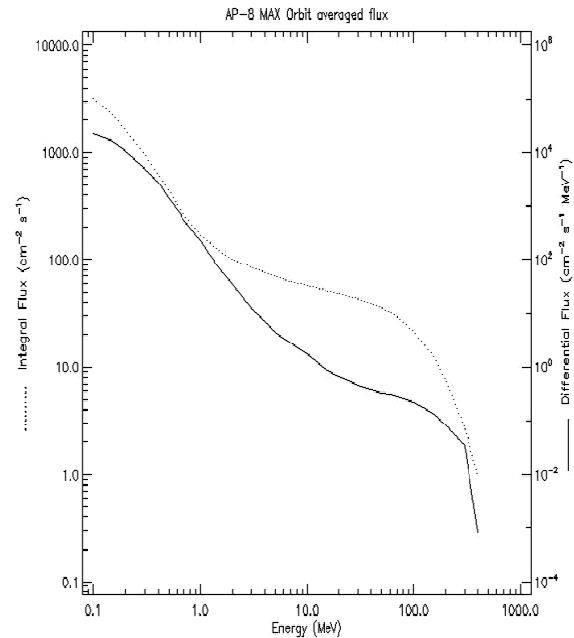
بر اساس این داده‌ها، آسیب‌های ناشی از هر یک از اثرات، قابل بررسی است. به‌منظور بررسی اثر TID که براساس دوز تجمعی عمل می‌کند، میزان تشعشعات فوق را باید برای مدت ۵ سال مأموریت ماهواره و ضخامت‌های مختلف شیلدینگ در نظر گرفت. چرا که شیلدینگ مهم‌ترین عامل بازدارنده اثرات مخرب این مکانیزم تشعشعی است. نتایج تحلیل TID در شکل (۶) آورده شده است.

جدول ۲- ویژگی‌های مداری مهم ماهواره آنتست

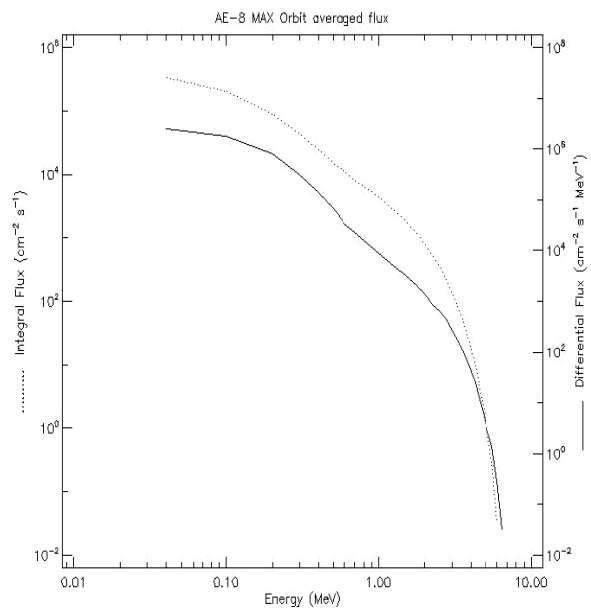
مقدار پارامتر	ویژگی مداری
۶۶۱ کیلومتر	ارتفاع مدار
۹۸ درجه	زاویه انحراف
خورشید آهنگ	نوع مدار
۲۳ درجه	زاویه بتا
۶۳ دقیقه	مدت زمان روز ماهواره
۳۵ دقیقه	مدت زمان شب ماهواره
۳ تا ۵ سال	طول عمر ماهواره

شکل (۶) نشان می‌دهد که با فرض شیلد ۲ میلی‌متر برای دیواره، مقدار تشعشع رسیده به اجزای داخلی ماهواره در طول مأموریت حدود ۶ کیلواردیان است. البته این عدد با فرض مدل Infinite Slab حاصل شده است و به‌عنوان معیار قبولی برای تست‌های TID در نظر گرفته خواهد شد. از سوی دیگر، برای اجزای بیرونی مقدار دوز

و AE-8 نشان می‌دهند. شکل (۵)، پروتون‌های خورشیدی را برای مدل JPL-91 همین مدار ارائه می‌کند.



شکل ۳- میانگین طیف پروتون‌های به دام افتاده در مدار ماهواره آنتست براساس مدل AP-8



شکل ۴- میانگین طیف الکترون‌های به دام افتاده در مدار ماهواره آنتست بر اساس مدل AE-8



شکل ۷: نمونه تست AT90CAN

تراشه فرستنده- گیرنده CAN در تست‌های پیشین TID (تست) مورد فرستنده تله‌متری) تا 16 Krad تابش کارکرد خود را حفظ کرده بود. در طراحی این نمونه، کاهش المان‌های جانبی با هدف عیب‌یابی آسان‌تر در صورت وقوع خرابی احتمالی مد نظر قرار گرفت. تست با استفاده از دستگاه گاماسل با چشمه کبالت ۶۰ و نرخ دوز ۳/۳۷ گری بر ثانیه معادل ۲۰۲/۲ گری بر ساعت (نرخ استاندارد [۵]) انجام شد.

تست عملکردی مبتنی بر خواندن اطلاعات موجود در EEPROM و SRAM ذخیره شده در حافظه و ارسال آن از طریق باس CAN بود. در کامپیوتر گیرنده داده‌های باس CAN با نرم‌افزار PCAN Viewer مشاهده و ذخیره می‌شد. تغذیه مورد نیاز از ولتاژ ۵ ولت تأمین می‌شود و مصرف جریان آن در تست‌های کارکردی پیش از پرتودهی ۶۰ میلی‌آمپر اندازه‌گیری شد.

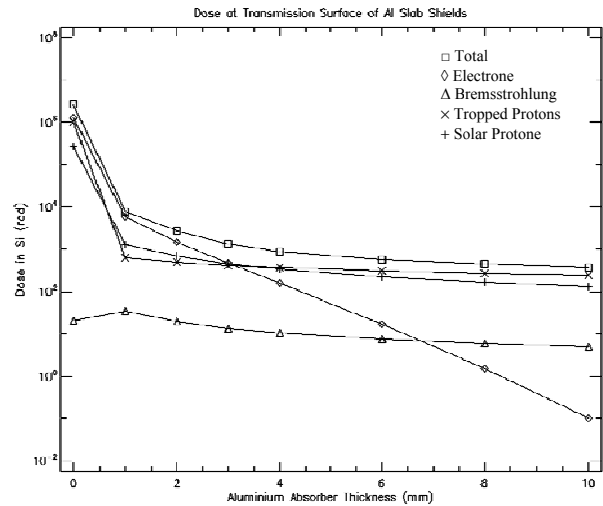
پرتودهی در سه مرحله روی نمونه تست انجام شد. در مرحله اول ۶ کیلواردیان تابش معادل سطح قبولی^{۱۴} تعریف شده برای مأموریت و در مرحله دوم ۱۲ کیلواردیان معادل سطح کیفی^{۱۵} تعریف شده برای مأموریت نمونه تست پرتودهی شد.

با توجه به صحت عملکرد میکروکنترلر در این دو مرحله، پرتودهی مرحله سوم نیز انجام شد و میکروکنترلر تا ۲۰ کیلواردیان کارکرد صحیح را حفظ کرد.

پس از ۲ ساعت از پایان پرتودهی تست کارکردی دیگری از نمونه تحت تست گرفته شد که نمایانگر اطلاعات صحیح ذخیره شده در EEPROM و انتقال صحیح از باس CAN بود. تست کارکردی پس از ۴ روز تکرار و نتایج صحیح دریافت شد.

پس از پایان تست‌های کارکردی مصرف جریان مورد نیاز به ۸۰ میلی‌آمپر افزایش یافته بود.

رسیده ۲۰۰ مگارادیان است. با توجه به جدول (۱)، تحلیل و تست TID برای تمام قطعات ماهواره لازم است.



شکل ۶- مقدار دوز تشعشی مؤثر نسبت به تغییرات ضخامت شیلد آلومینیومی ماهواره آنت

روند اجرای تست TID

برای انجام تست‌های TID، رویه‌های استاندارد [۴] مبتنی بر تست تک المان است. بدین ترتیب که هر یک از المان‌هایی که در طراحی به کار گرفته می‌شوند، در صورت عدم وجود داده‌های تست معتبر و به‌منظور برآورده کردن الزامات تشعشی مأموریت، تست می‌شوند. این روش مستلزم آن است که برای هر المان، قطعات جانبی Radhard مورد استفاده قرار گیرد. از آنجا که تأمین این قطعات جانبی با توجه به هزینه‌ها و زمان لازم، دشوار است، تست‌های تشعش در سطح زیرسیستم یا مجموعه‌ای از چند المان که کارکرد قابل تست ایجاد کنند، صورت می‌گیرد.

معیار ارزیابی تست، عملکرد صحیح مورد تأمین کارکرد مورد انتظار حین پرتودهی است. این تست به دلیل در حال کار بودن مدار حین تشعش دینامیک محسوب می‌شود. پیش از تست و با توجه به نتایج مدل‌سازی محیط، سطح قبولی و کیفی برای دوز جمع شده روی قطعات با حفظ عملکرد، ۶ کیلواردیان و ۱۲ کیلواردیان تعریف شده است. تست‌ها با نرخ دوز استاندارد ۳۶ تا ۳۶۰ گری بر ساعت انجام می‌شود [۵]. دمای محیط در طول پرتودهی نباید بیش از ۳ درجه تغییر کند.

تست TID قطعه AT90CAN

در این تست، میکروکنترلر AT90CAN و تراشه فرستنده- گیرنده CAN تحت تابش قرار گرفتند.

14. Acceptance Level
15. Qualification Level

در تست‌های آتی، لازم است پرتودهی تا حصول خرابی‌ها ادامه یابد. تا سطح مقاومت این قطعه در برابر دوز تجمعی مشخص گردد.

مراجع

- [1] Tribble, A., *The Space Environment*, Princeton University Press, New Jersey, 2003.
- [2] European Committee for Space Standardization, *Calculation of Radiation and Its Effects and Margin Polic*, ECSS-E- 10-12A, Noordwijk, Netherlands, 2010.
- [3] European Committee for Space Standardization, *Calculation of Radiation and Its Effects and Margin Policy handbook*, ECSS-E-HB-10-12A, Noordwijk, Netherlands, 2010.
- [4] Department of Defence, *Test Method Standard Microcircuit*, MIL-STD-883E, 1996.
- [5] European Space Components Coordination, *Total Dose Steady-State Irradiation Test Method*, ESCC Basic Specification No. 22900, 2010.
- [6] European Committee for Space Standardization, *Worst Case Circuit Performance Analysis*, ECSS-Q-30-01, Noordwijk, Netherlands, 2010.

نتیجه‌گیری

نتایج تست‌های انجام شده در دستگاه گاماسل حاکی از آن است که نمونه مورد استفاده قطعه تجاری AT90CAN128 تا دوز تجمعی 20 Krad کارکرد مورد انتظار را حفظ کرد.

در تعمیم نتایج تست این قطعه و سایر قطعات COTS که مقاومت در برابر تشعشع در آنها معمولاً پایین و بسیار متغیر است و سازنده هیچ سطحی از آن را تضمین نمی‌کند، لازم است دو نکته کلیدی مد نظر قرار گیرد:

۱. تکامل و تغییر فرآیندهای ساخت یک قطعه، سبب تغییر تأثیرپذیری آن قطعه از تشعشع می‌شود.
۲. تفاوت پارامترهای کلیدی از یک Lot به Lot دیگر، باید در نظر گرفته شود. همچنانکه در استاندارد [۶] تأکید شده است، حتی در صورت یکسان بودن سازنده و فرآیند ساخت برای یک قطعه و تنها در اثر تفاوت Lot، لازم است اختلاف ۲۰٪ برای مقادیر این پارامترها در نظر گرفته شود.

Archive of SID