



Análise de blindagem à radiação “TID” e “SEU” em memória do tipo SRAM em órbita LEO (Low Earth Orbit)

Thiago Augusto do Carmo ¹, Juliano de Quadro Moreira ², Silvio Manea ³

¹ Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Aluno de Mestrado do curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais (CSE).

² Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Co-autor - Me. Eng. Eletrônico de Testes do Grupo de Radiação (Bolsista PCI).

³ Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Orientador - Dr. prof. do curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais (CSE).

thiago.carmo@inpe.br

Resumo. *O presente estudo, objetivou analisar o impacto da espessura da blindagem contra a Radiação em um componente comercial do tipo STATIC RAM. Para esta análise, foram considerados os efeitos TID (Total Ionizing Dose) e SEU (Single Event Upset). Os parâmetros de órbita adotados foram: órbita heliossíncrona, altitude de 630 km, 18° de inclinação e duração da missão de 3 anos. Como ferramenta de simulação, foi utilizado o SPENVIS (Space Environment Information System). Ao término da Simulação obteve-se os dados da radiação acumulada e o total de SEU Rates no componente alvo. Para a radiação de longo prazo TID o valor igual a 6.99×10^2 [rad] e para SEU Rates $2,13 \times 10^{-11}$ [upsets/bit-day], valores estes obtidos com uma blindagem de 0,2 [cm] em Alumínio (Al). A comparação de diversas simulações de espessuras de blindagem, apresenta que a partir de uma determinada espessura, a atenuação da partícula é baixa e há o aumento da massa.*

Palavras-chave: Satélite; Radiação TID; SEU; SRAM.

1. Introdução

Para alguns satélites e sondas espaciais, o uso de componentes COTS é a única opção para atender às necessidades de desempenho e custo de uma missão. O preço e os longos prazos de entrega de componentes totalmente qualificados são simplesmente inacessíveis. Hoje, muitos dispositivos COTS estão operando com sucesso em órbita (2019, RAJAN.). Quando há opção por implementar um componente do tipo COTS é necessário gerenciar riscos com mitigações e blindagens que possam reduzir os efeitos provocados pela exposição à radiação ionizante.

Há um preço a ser pago por optar por estes componentes comerciais, uma vez que, pode ocorrer dificuldade em atender requisitos operacionais, surgimento de falhas indesejadas no processo de integração, aumento do processo de desenvolvimento e mitigação da radiação, também sem deixar de mencionar que pode ocorrer aumento da massa do satélite relacionado ao aumento da proteção contra radiação (JUNQUEIRA et al., 2020).



O presente estudo teve como objetivo analisar o impacto da Radiação sob uma memória SRAM do tipo comercial, porém sem histórico de uso espacial, variando as espessuras de uma blindagem em alumínio e comparar os dados obtidos durante a simulação em relação a um componente *Rad Hard*, especificamente projetado para operar em ambiente com radiação. Dentre as possíveis fontes causadoras de danos em componentes eletrônicos (Tabela 1), prótons e elétrons presos na magnetosfera na região interna do cinturão de Van Allen, é a mais preocupante fonte de radiação ao longo de todo o processo do ciclo de operação do satélite em órbita LEO (MAYANBARI et al., 2011) e é necessário dimensionar proteções para que o componente funcione durante o período previsto para a missão.

Os danos provocados pela Radiação em equipamentos embarcados podem ser divididos em três categorias sendo: Dose Total Ionizante (*Total Ionizing Dose - TID*), Efeito de Evento Único (*Single Event Effects - SEE*) e Dano por Deslocamento (*Displacement Damage - DD*). O TID é uma degradação cumulativa de longo prazo do componente quando exposto à Radiação Ionizante (YA'ACOB, 2016). O SEE é caracterizado como um evento único que ocorre quando uma única partícula ionizante incidente deposita energia suficiente para causar um efeito no componente, este efeito pode ser reversível (Não destrutivo) ou permanente (Destrutivo) (LANGLEY et al., 2003). O DD nada mais é do que a interação entre os núcleos dos elementos, essa interação causa o espalhamento da rede cristalina que compõe o componente (ÖZYILDIRIM et al., 2013) (UZEL et al 2017).

Dentre estes efeitos, destacamos a Perturbação de Evento Único (*SEU*) que pode ser definido como uma mudança de estado ou transiente, derivada da colisão de um Próton ou íon. Quando em contato com a superfície do componente, este pode ionizar a seção média e causar EHPs (*eletrons-hole-pares*). Este efeito também é conhecido como “*soft error*” quando ocorre em memórias ou “*bit flip*” para dispositivos lógicos (LANGLEY et al., 2003) (RIAZ et al., 2015).

A tabela 1 demonstra as fontes e os efeitos da radiação em um satélite em órbita baixa terrestre. O Efeito SEU pode ocorrer quando o ambiente ao qual o dispositivo irá operar gera um potencial de energia através das partículas cósmicas incidentes no dispositivo, ocorrendo o efeito *Soft error* na memória SRAM.

O efeito SEE, é induzido pela Transferência de Energia Linear (*Linear Energy Transfer - LET*) da partícula, que nada mais é “a medida da energia transferida de uma partícula ionizada para o material específico após percorrer uma distância transversal”. Sua unidade de medida é comumente dada em [MeV.cm²/mg]. Também pode ser definido o “LET threshold” (LET th) como sendo o LET mínimo que causa um efeito significativo no funcionamento do componente, o LET Th define quão resistente ou vulnerável um componente poderá ser em relação a exposição à radiação (ÖZYILDIRIM et al., 2013).



Tabela 1. Efeitos e fontes de radiação em ambiente espacial. Fonte: ÖZYILDIRIM et al., 2013.

Efeitos	TID	DD	Single Event Effect				
			Não destrutivo		Destrutivo		
			Transient (SET)	Upset (SEU)	Latchup (SEL)	Burnout (SEB)	Gate Rupture (SEGR)
Cinturão de Van Allen							
Elétrons Presos	X	X					
Prótons Presos	X	X	X	X			
Espaço profundo							
Prótons	X	X					
Íons			X	X	X	X	
Sol							
Íons pesados	X		X	X	X	X	X
Prótons	X	X	X	X	X	X	X
Ionosfera							
Prótons	X	X	X				
Íons			X	X	X	X	X

2. Metodologia

2.1. Simulador SPENVIS

Foi utilizado na obtenção dos dados a ferramenta SPENVIS disponibilizada pela ESA e para plotagem dos dados obtidos a ferramenta Microsoft Excel. O Simulador SPENVIS é do tipo Web, e as simulações realizadas pela ferramenta requer como parâmetros de entrada os dados de 1-) órbita do Satélite, 2-) dados específicos do componente e 3-) características da blindagem. Em seguida a ferramenta retorna os valores de saída referente ao componente simulado. Esta entrada (1-) são referenciadas como pontos de trajetória e são produzidas por duas ferramentas sendo elas o gerador de órbita e ou gerador de grade de coordenadas (Figura 1). Os módulos utilizados durante a simulação no SPENVIS foram: Gerador de coordenada e Fontes de Radiação e Efeitos. Sendo assim, a figura 1 descreve a evolução da simulação realizado para o presente estudo (SPENVIS, 2021).

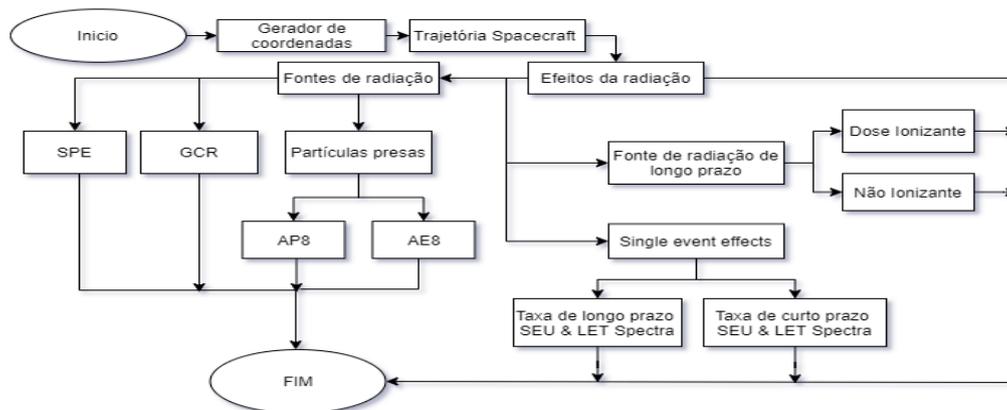


Figura 1. Diagrama de trabalho no SPENVIS (YA'ACOB, 2016).

2.3. Componente Analisado 62256R - 32K x 8 STATIC RAM

O componente analisado é pertencente à família de componente KM62256C – Samsung, Nó Tecnológico: 0.7 mm e tecnologia CMOS - 32Kx8 e não possui dados de teste de radiação. O componente analisado possui aplicação industrial com especificações em relação a temperatura de $-40 \sim 85^{\circ}\text{C}$, além de subdividir-se em duas mais categorias, sendo elas: Comercial e Estendida.

2.4. Componente de Comparação HX6356 - 32K x 8 STATIC RAM

A análise dos dados obtidos na simulação foi realizada com base na comparação entre o componente comercial 62256R e o HX6356 *Rad Hard* (projetado para operar em ambiente com radiação). As especificações do componente *Rad Hard* com relação a Resistência à Radiação são:

- Norma de teste: MIL-STD-883, método 1019.
- Dose total 1×10^6 [rad] (Si).
- LET *threshold*: 100 [MeV.cm²/mg].
- LET *threshold* da célula de memória: > 128 [MeV.cm²/mg].
- *Soft Error Rate* 1×10^{-10} [upset/bit-day]
- *Latchup* Imune.

2.5. Parâmetro de entrada para o SPENVIS

Órbita e duração da Missão: foi escolhida a altitude de 630 km e inclinação de 18° , órbita heliossíncrona, e o tempo de duração da missão de 3 anos.

Dose Ionizante (TID): Para estimar a dose total absorvida foi definido o modelo SHIELDDOSE-2. O material alvo para o componente selecionado foi o Silício (Si). Para as configurações de blindagem, foi definido o centro de uma esfera de Alumínio (Al).

Fluxo de partículas solar (SEU): Para o fluxo foi definido o modelo de CREME-86, apontado a pior semana com atividades solares, e blindagem habilitada. O método utilizado para a blindagem, foi tempestade com dipolo excêntrico e momento de campo magnético.



Características do componente: Material alvo: Silício (Si) (CREME - 86). Para o volume sensível, foi definido como forma um paralelepípedo retangular e as dimensões do componente: 15,49 x 15,49 x 1,0 [µm] (PETERSEN, 1998).

Tabela 2. Short-term Single Event Upset Rates (L0= Threshold, W= Width, S= Shape) (PETERSEN, 1998).

IONIZAÇÃO DIRETA UPSET RATES	INDUZIDA POR PRÓTONS UPSET RATES (PROFIT)
<ul style="list-style-type: none">• S = 1.60• L0 = 0.02 [MeV·cm²/mg]• W = 20.00 [MeV·cm²/mg]• σ lim = 5.29E-13 [cm²/bit]• SEU algorithm: CREME	<ul style="list-style-type: none">• $\theta = 75.0^\circ$

Espectro de partículas: AP-8 MAX Prótons presos, CREME-86 (M= 7-1) *solar particles* (H - U), CREME-86 GCR *particles* (H - U).

Também foi apontado múltiplas direções para as colisões com o componente dentro de um modelo esférico com espessura de 0,2 [cm] de Al, tendo como parâmetro a probabilidade de 90% do componente testado não ser afetado pela colisão de partículas.

3. Resultados

Ao longo do período de 3 anos simulado com a ferramenta SPENVIS, a dose total absorvida (TID) foi de $6,99 \times 10^2$ [rad], equivalente a 6,99 [Sv]. Da mesma forma que, para elétrons e prótons presos obteve $1,12 \times 10^1$ [rad] e $6,88 \times 10^2$ [rad] respectivamente. Quando em comparação com o componente *Rad Hard* este apresenta como referência em seu datasheet, resistência de 1×10^6 [rad] equivalente a 10.000 [Sv] sem a necessidade de blindagem externa aparente (Figura 2).

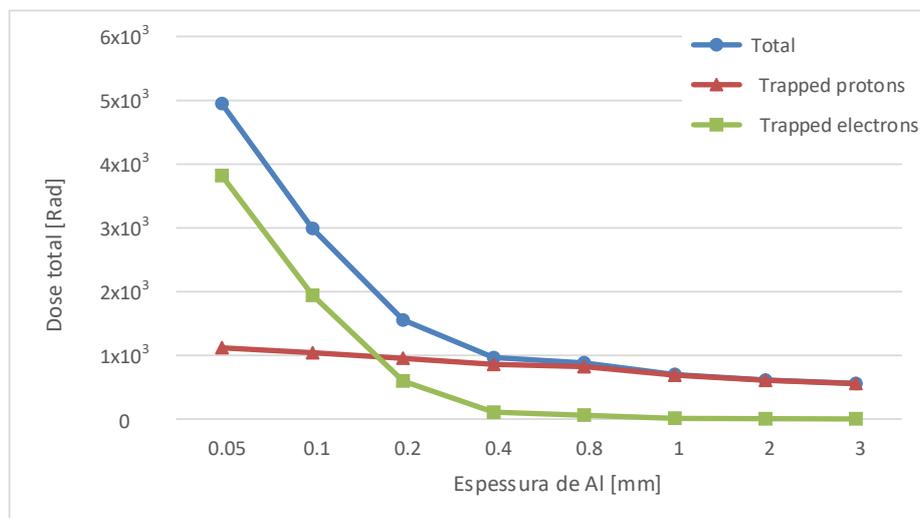


Figura 2. Dose absorvida de radiação para 3 anos de missão (Centro da esfera de Al).



Os dados obtidos através da simulação para *Single Event Upset rate total*, foi de $2,13 \times 10^{-11}$ [upset/bit-day] (Tabela 3) e para o período de 3 anos em operação $8,62 \times 10^{-10}$ [upset/bit] (taxas SEU de curto prazo e SEUs de longo prazo respectivamente mostrado na figura 3 (a) e (b) respectivamente).

Tabela 3. Taxas total SEU de curto prazo.

Componente	Efeito	[bit-day]
SRAM	Ionização direta	$2,10 \times 10^{-11}$
	Ionização induzida por prótons	$2,30 \times 10^{-13}$
	Total	$2,13 \times 10^{-11}$

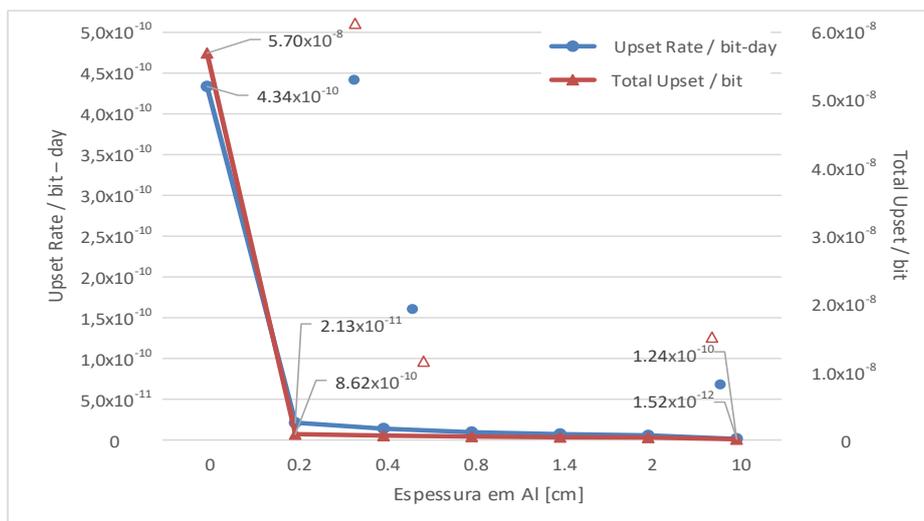


Figura 3. a-) Evento Upset Rates por [bit-day], b-) Evento Upset ao longo de 3 anos em relação a espessura da blindagem.

A figura 3 apresenta o aumento da espessura de blindagem. Acima de 0,8 cm a atenuação da partícula não é significativa em relação a redução do SEU no componente, isto indica que espessuras maiores acarretam apenas no aumento de massa sem que haja redução no evento upset.

A Figura 4 compara a mudança do fluxo da integral e diferencial pelo espectro de LET em uma blindagem de Alumínio com uma espessura de 0,2[cm]. Também foi verificado o espectro de LET para uma espessura de 0,8 [cm], porém sem alterações nos resultados aparente. Desse modo, o fluxo diferencial inicia em $2,89 \times 10^{-3} [(m^{-2}.sr^{-1}.s^{-1}/MeV.cm^2.g^{-1})^{-1}]$ e tem um aumento exponencial até $1,40 \times 10^3 [(m^{-2}.sr^{-1}.s^{-1}/MeV.cm^2.g^{-1})^{-1}]$ para o integral em $3,77 \times 10^4 [m^{-2}.sr^{-1}.s^{-1}]$ isso para um LET inicial de $1,6 [MeV.cm^{-1}.g]$. Cessando o fluxo com $9 \times 10^4 [MeV.cm^2.g^{-1}]$ com integral e diferencial equivalentes a $2,83 \times 10^{-1} [m^{-2}.sr^{-1}.s^{-1}]$ e $5,65 \times 10^{-5} [m^{-2}.sr^{-1}.s^{-1}]$ respectivamente.

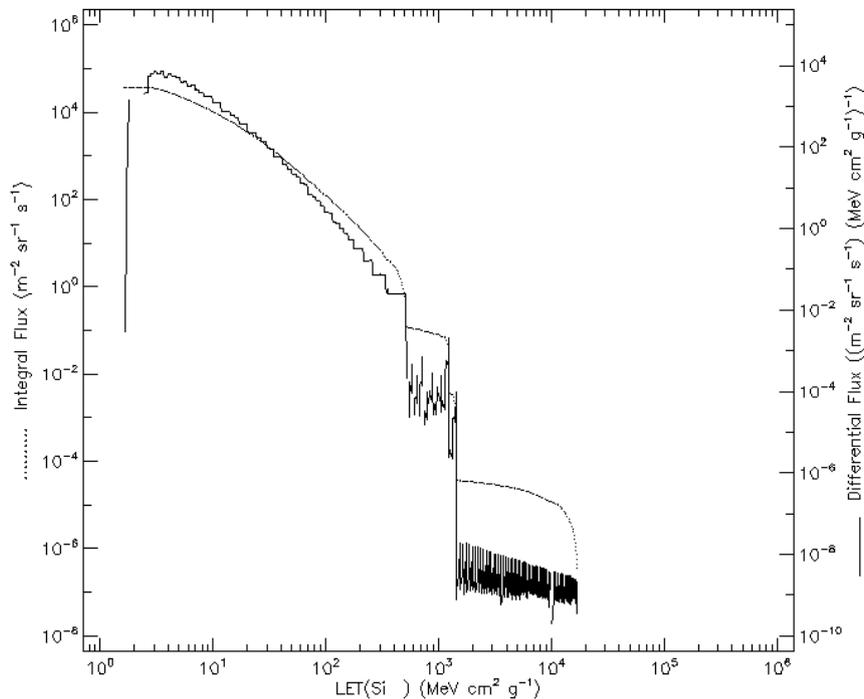


Figura 4. *Spacecraft shielded LET(Si) spectra (0,2 cm Al).*

4. Análise

Com o resultado obtido através da simulação, para a configuração centro de uma esfera sem atenuação de prótons, observou-se que com uma blindagem de espessura 0,2[mm] a atenuação de elétrons presos no cinturão interno de Van Allen, seriam atendidas, pois a redução é exponencial com pouca variação da espessura da blindagem. A redução da Dose total absorvida (TID), também foi bastante expressiva com resultados de $1,07 \times 10^2$ [rad]. Para prótons, a atenuação da partícula obteve pouca variação com o aumento da espessura. Para este caso, optar pelo aumento da espessura não seria prudente, pois mesmo com o aumento de 10[cm], os efeitos não seriam reduzidos conforme o observado para elétrons, sem deixar de mencionar que haverá um aumento significativo da massa (Figura 2). Uma vez que a órbita adotada para esta missão se encontra dentro do cinturão interno de Van Allen, onde a quantidade de prótons presos é significativamente maior que a de elétrons, logo os efeitos SEU ainda teriam uma taxa alta no dispositivo.

Com base na figura 4, podemos afirmar que, com o aumento de LET o número de partículas existentes diminui, porém quanto maior o LET maior é chance da partícula induzir SEU, apesar da chance de ocorrência diminuir devido à redução no número de partículas, ou seja quanto maior a blindagem menor é a chance de ocorrer SEU pois a partícula perde energia no material da blindagem. Sendo assim, a taxa de Single Event Upset obtidos através da simulação para o componente 62256R foi de $2,13 \times 10^{-11}$ [upset/bit-day] para íon e prótons. Em termos de blindagem, ainda que ocorra o aumento da espessura para o componente 62256R, os resultados obtidos não seriam expressivos em relação à redução do Single Event Upset Rate [upset/bit-day], uma vez que o resultado entre 0,2 [cm] e 10 [cm], não freia significativamente a partícula conforme mostrado na Figura 3 (a) e (b).



4. Conclusão

O objetivo deste trabalho foi atingido. A análise foi realizada referente ao impacto da espessura da blindagem contra a radiação TID e o efeito SEU no componente comercial 62256R. A análise dos dados obtidos através do simulador SPENVIS, em relação à Dose Total Ionizante (TID), demonstrou que o componente alvo do estudo receberá dose de radiação inferior 1 Krad. Da mesma forma que, para a Perturbação de Evento Único (SEU), o valor obtido através do simulador foi de $2,13 \times 10^{-11}$ [SEU Rates/bit-day]. Sendo assim, cabe salientar que o ideal é minimizar os efeitos provocados pela radiação através de uma blindagem efetiva para o componente alvo do estudo em órbita heliossíncrona, com 630 km de altitude e ângulo de 18° graus. Também foi observado-se que o aumento da espessura de blindagem tem um ponto de saturação, onde não é efetivo o aumento da espessura em relação a quantidade de erro obtida através da simulação. Em outras palavras, é necessário validar os dados obtidos com testes em ambiente de radiação em um laboratório, expondo o componente com diferentes espessuras de blindagem a doses de radiação apresentadas aqui no presente estudo, e monitorar a quantidade de erros gerados.

***Agradecimentos:** Agradeço ao apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES), Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), aos quais contribuíram pela oportunidade da realização desse estudo e financiamento da bolsa de pesquisa.*

Referências

- BENDEL, W. L.; PETERSEN, E. L. Proton upsets in orbit. **IEEE Transactions on Nuclear Science**, 1983, vol. 30, no 6, p. 4481-4485.
- HODGART, M. S., C. I. UNDERWOOD, AND J. W. WARD. "Single event upset error protection for solid state data memory on micro satellites." (1991), Disponível em: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/1991/all1991/42/>. Acesso em: 9 out. 2021.
- JUNQUEIRA, B. C.; MANEA, S., Utilização de cots em nano satélites. **Brazilian Journal of Development**, v. 6, n. 1, p. 1476-1490, 2020.
- LANGLEY, T.; KOGA, R.; MORRIS, T., Single-event effects test results of 512mb sdrams. In: **2003 IEEE Radiation Effects Data Workshop**. IEEE, 2003. p. 98-101.
- MAYANBARI, Masood; KASESAZ, Yaser. Design and analyse space radiation shielding for a nanosatellite in Low Earth Orbit (LEO). In: **Proceedings of 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies-RAST2011**. IEEE, 2011. p. 489-493.
- ÖZYILDIRIM, Alime Yanartaş; ERGÜN, Orçun. Comparison of radiation analyses. In: **2013 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)**. IEEE, 2013. p. 705-710.
- PETERSEN, E. L. The SEU figure of merit and proton upset rate calculations. **IEEE Transactions on Nuclear Science**, v. 45, n. 6, p. 2550-2562, 1998.
- RIAZ, M. Hammad; JAVED, A.; AHSAN, M., Single event effect testing of commercial Off-The-Shelf components. In: **2015 Fourth International Conference on Aerospace Science and Engineering (ICASE)**. IEEE, 2015. p. 1-5.
- SPENVIS User's Manual, Disponível em: Spenvis.oma.be/help.php, Acesso em 14 mai. 2021
- UZEL, Ramazan; ÖZYILDIRIM, Alime. A study on the local shielding protection of electronic components in space radiation environment. In: **2017 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)**. IEEE, 2017. p. 295-299.



12º Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais

6, 7, 13 e 14 de novembro de 2021

YA'ACOB, N. et al. Mitigation of space radiation effects on satellites at Low Earth Orbit (LEO). In: **2016 6th IEEE International Conference on Control System, Computing and Engineering (ICCSCE)**. IEEE, 2016. p. 56-61.