

# ESTUDO DO AMBIENTE DE RADIAÇÃO DA MISSÃO SERPENS-II E MITIGAÇÕES NECESSÁRIAS PARA PROTEÇÃO DOS COMPONENTES ELETRÔNICOS.

R. G. S. Menezes<sup>1,\*</sup>; D. S. Silva<sup>1</sup>; L. Ghizoni<sup>2</sup>; S. L. A. Carrara<sup>1</sup>

1- Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos – FATEC - Professor Jessen Vidal  
Av. Cesare Mansueto Giulio Lattes, 1350 - Eugênio de Melo, São José dos Campos/SP,  
CEP: 12247-014, Brasil.

Telefone: (19) 3905-2423

2- GomSpace A/S – Aalborg - Denmark

\*Telephone: (19) 98257-7010, \*E-mail: [renan.g.s.menezes@hotmail.com](mailto:renan.g.s.menezes@hotmail.com)

**RESUMO:** O ambiente espacial é muito inóspito, e apresenta diversos fatores que devem ser levados em consideração no projeto de um satélite para operação com níveis de confiabilidade desejados. Satélites consistem de diferentes subsistemas, com inúmeros componentes eletrônicos. A incidência de radiação existente no espaço sobre tais componentes pode levá-los a falhar, ou a ter seu desempenho degradado. O objetivo do presente artigo é realizar estudos a fim de identificar a necessidade de blindagens para mitigar a incidência de radiação nos componentes de um *CubeSat*. Foi utilizada a interface SPENVIS para simulações do fluxo de partículas no ambiente espacial, analisando a radiação depositada nos componentes. Quanto mais detalhada a geometria do satélite, mais próximo da realidade serão os resultados obtidos com relação à dose depositada nos componentes. Conclui-se que a simulação computacional é uma ferramenta muito útil para o dimensionamento da tolerância a radiação de componentes na fase de projeto de um satélite.

**PALAVRAS-CHAVE:** Satélites; Componentes; Radiação; TID; COTS; *CubeSat*.

**ABSTRACT:** The space environment is very inhospitable; several factors must be considered when designing a satellite so that it can operate there with the desired reliability levels. Satellites consist of different subsystems, mostly composed of electronic components. The incidence of space radiation over such components can cause them to fail, or degrade their performance. In this paper, was conduct studies to identify the need for shielding to reduce radiation incidence upon *CubeSat* components. The SPENVIS interface was used for particle flow simulations in the space environment to analyze the radiation deposited in the devices. The more detailed the geometry of the satellite model, the closer to reality will the estimated dose be. We conclude that computational simulations can be a useful tool for dimensioning the radiation tolerance of components in the design phase of a satellite.

**KEYWORDS:** Satellite; Components; Radiation; TID; COTS; *CubeSat*.

## 1. INTRODUÇÃO.

Satélites são utilizados para inúmeros propósitos para tornar a vida das pessoas mais segura e conveniente. Os tipos mais comuns de satélites são os de comunicações, meteorológicos, de observação da Terra, de navegação e de pesquisa científica. Satélites consistem de diferentes subsistemas, em sua maioria equipamentos ou módulos com muitos dispositivos e componentes eletrônicos. As condições no ambiente espacial são muito mais severas do que as condições aqui na Terra; a radiação é um dos principais problemas para esses subsistemas, pois ela causa erros lógicos e degradação dos circuitos integrados e outros componentes eletrônicos a bordo.

Sendo assim, quando um satélite é projetado, deve-se levar em consideração a missão que irá realizar, a órbita em que irá operar, quanto tempo durará a missão, para que assim possa ser feito um dimensionamento da quantidade de radiação a que seus circuitos eletrônicos estarão sujeitos até o fim da missão.

Pode-se aumentar o nível de confiabilidade dos circuitos eletrônicos sujeitos a radiação no espaço através da escolha de componentes com alta tolerância a radiação (especialmente fabricados e testados para este fim) ou através de blindagens que os protejam da incidência de radiação. Ambas as opções acrescentam altos custos aos sistemas espaciais: componentes eletrônicos de “classe espacial” podem custar 100 a 1000 vezes o preço de componentes comerciais “de prateleira” (COTS – *Commercial Off-The-Shelf*), e blindagens acrescentam massa, elevando consideravelmente os custos do lançamento do satélite em órbita.

Definindo-se a missão que o satélite irá desempenhar e seu ambiente de operação, pode-se realizar o modelamento do *layout* dos seus vários subsistemas, através do SPENVIS (*Space Environment Information System*), que é uma interface *web* para modelos do ambiente espacial e seus efeitos, incluindo raios cósmicos, radiação natural dos cinturões, partículas energéticas solares, plasma, gases e “micropartículas” [1]. É possível realizar simulações de passagem de partículas/radiação através de várias camadas de diversos materiais. O modelamento da geometria do satélite permite uma análise da radiação que incide em cada componente considerando sua posição no sistema em relação aos demais equipamentos, identificando-se posições de maior ou menor vulnerabilidade e projetando-se proteções adicionais específicas onde for necessário.

## 2. AMBIENTE ESPACIAL E SEUS EFEITOS EM DISPOSITIVOS ELETRÔNICOS

No ambiente próximo à Terra, a radiação natural pode ser dividida em duas categorias: as partículas aprisionadas nos cinturões de Van Allen e as partículas do meio ambiente transitório. As partículas aprisionadas são compostas de prótons energéticos, elétrons e íons pesados. A radiação transitória consiste de partículas galácticas de raios cósmicos e partículas de eventos solares. Os raios cósmicos têm fluxos de baixo nível com energias de até TeV e incluem todos os íons da tabela periódica. As erupções solares produzem prótons energéticos, partículas alfa, íons pesados e elétrons. Numa primeira aproximação, todas essas populações de partículas têm distribuição omnidirecional e isotrópica, exceto as provenientes de eventos solares [2].

Os efeitos da radiação natural no ambiente espacial podem ser divididos em duas categorias: de longo prazo e de curto prazo. Os efeitos de longo prazo têm duas preocupações distintas: danos ionizantes e não-ionizantes. A preocupação com os efeitos em curto prazo é principalmente com a ionização por uma única partícula ou formação de partículas secundárias. Deve-se notar que mesmo os efeitos de curto prazo podem ser permanentes.

Alternativamente, podem-se ver os efeitos da radiação ionizante em circuitos eletrônicos em duas parcelas: Dose Total Ionizante (TID – *Total Ionizing Dose*) e os Efeitos de Eventos Únicos (SEE – *Single Event Effects*). Os dois efeitos são distintos, assim como os requisitos e técnicas de mitigação a eles associados. O efeito da TID é considerado uma degradação de longo prazo da eletrônica devido à energia acumulada depositada num material. Os efeitos típicos incluem falhas paramétricas, ou variações nos parâmetros do dispositivo, tais como uma corrente de fuga, tensão de limiar ou falhas funcionais. Fontes significativas de exposição TID no ambiente espacial incluem elétrons e prótons aprisionados, e prótons solares. O SEE ocorre quando um único íon atinge o material, depositando energia suficientemente elevada, seja através de um primeiro choque, ou por uma partícula secundária que ocorra a partir do choque, causando algum efeito no dispositivo. Os muitos tipos de SEE podem ser divididos em duas principais categorias: erros funcionais (*soft errors*) e erros físicos (*hard errors*) [3].

### 3. PROGRAMA SERPENS.

No Brasil um programa patrocinado pela Agência Espacial Brasileira (AEB), e que conta com a participação de várias universidades, é denominado SERPENS (Sistema Espacial para Realização de Pesquisas e Experimentos com Nano-Satélites), que foi lançado no dia 02 de dezembro de 2013. O programa tem como objetivo capacitar bolsistas, estudantes, docentes e pesquisadores brasileiros vinculados aos cursos de Engenharia Aeroespacial para o desenvolvimento de satélites de pequeno porte e baixo custo [4].

O satélite SERPENS I foi lançado em órbita no dia 17 de setembro de 2015, por meio do módulo Kibo JEM (*Japanese Experiment Module*) a partir da Estação Espacial Internacional (ISS - *International Space Station*), que se encontra em órbita em torno de 340 km e viaja a uma velocidade de 27.700 km/h [5].

### 4. METODOLOGIA.

A ferramenta utilizada para realizar as simulações é o SPENVIS. Através dele são feitas as simulações do fluxo de partículas no ambiente do satélite na órbita desejada, passagem de partículas/radiação através dos vários materiais da geometria e análise da radiação depositada nos componentes. Os passos para fazer a simulação computacional são: 1) Definição da missão do satélite; 2) Definição dos modelos para fluxo de partículas aprisionadas, solares e de GCR (*Galactic Cosmic Ray*); 3) Simulação para dose ionizante total depositada; 4) Definição da geometria dos subsistemas do satélite; 5) Análise da dose depositada nos componentes eletrônicos dos subsistemas.

#### 4.1. Definição da missão do satélite SERPENS-II

O ambiente de estudo a ser considerado neste trabalho é o de LEO (*Low Earth Orbit*), entre 180 e 2000 km de altitude, onde a maioria dos nano-satélites orbita, inclusive o SERPENS II, que é a base de estudo para este trabalho. A Tabela 1 lista os parâmetros do satélite e especificações da missão [6].

**Tabela 1:** Parâmetros do satélite e especificações da missão do SERPENS II

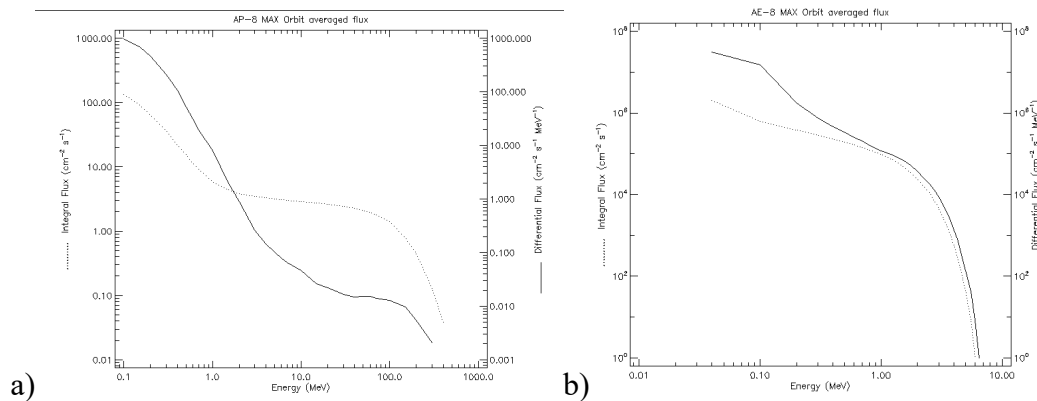
Descrição	Cubesat 1U
Massa aproximada	1,3kg
Tamanho aproximado	10 x 10 x 10 cm
Tipo de órbita	Polar, circular, LEO
Altitude	360 km
Inclinação	98 graus
Duração	1 ano

#### 4.2. Definição dos modelos para fluxo de partículas

##### 4.2.1. Modelo para partículas aprisionadas

Os modelos escolhidos para representar as simulações de partículas aprisionadas nos cinturões de Van Allen foram o AP8 e AE8. Estes modelos consistem em mapas que contêm fluxos omnidirecionais, para fluxo de elétrons (mapas AE) na faixa de energia de 0,04 MeV a 7 MeV, e fluxo de prótons (mapas AP) na faixa de 0,1 MeV a 400 MeV. Os mapas são baseados em dados de mais de 20 satélites do início dos anos sessenta até meados dos anos setenta [7]. A versão do

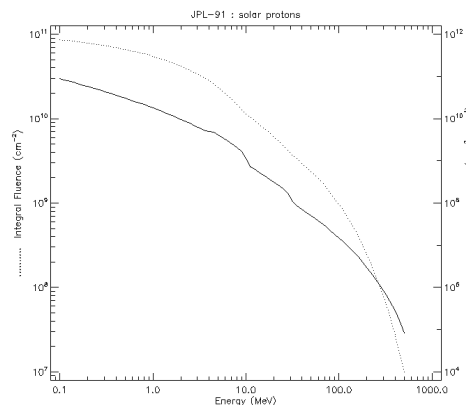
modelo escolhida foi a de máxima atividade solar tanto para elétrons quanto para prótons, com um nível de confiança de 99,865%. Na Figura 1 tem-se o espectro médio para prótons e elétrons aprisionados



**Figura 1.** Espectro médio de partículas aprisionadas: a) Prótons b) Elétrons

#### 4.2.2. Modelo para partículas solares

O modelo utilizado para realizar simulações de partículas solares foi o JPL-91 [8]. Este modelo baseia-se em medições de riômetro, foguete e balão da superfície terrestre e de cima da atmosfera entre 1956 e 1963, e em medidas de espaçonaves nas proximidades da Terra entre 1963 e 1985. No total, são considerados cerca de 200 experimentos. O nível de confiança estabelecido para este modelo foi de 99%, e a presença de tempestade solar foi considerada. Na Figura 2 tem-se a fluência de prótons solares.



**Figura 2.** Fluência de prótons solares

#### 4.2.3. Modelo para partículas galácticas

O modelo para as simulações de GCR é a ISO 15390, que é o padrão internacional para estimar o impacto desse tipo de radiação em peças de *hardware* e objetos biológicos, entre outros, enquanto estão no espaço. O modelo explica as variações dos fluxos de partículas de GCR devido a variações na atividade solar e no campo magnético heliosférico em larga escala (o campo magnético polar do sol) durante os ciclos de 22 anos [9]. Para a simulação foram considerados todos os elementos da tabela periódica e a presença de tempestade solar. Na Figura 3 tem-se a fluência de prótons de GCR (número atômico  $Z=1$ ).

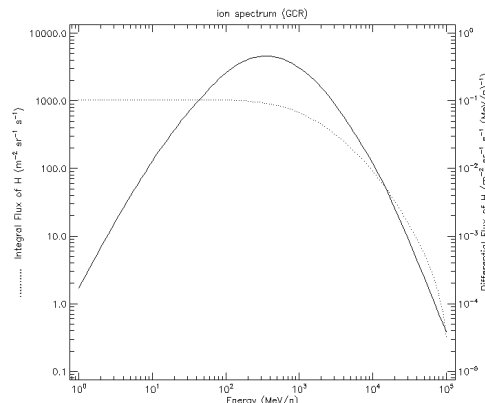


Figura3. Fluência de prótons GCR (Z=1).

#### 4.3. Simulação para dose ionizante total depositada

A simulação para se obter a dose ionizante total depositada em uma geometria simples é feita através do SHIELDOSE, que é um código computacional para cálculos de dose de radiação. Ele determina a dose absorvida por um componente eletrônico (tipicamente feito de silício) em função da espessura do material que serve como blindagem num satélite ou nave espacial. Geralmente essa blindagem é feita com alumínio, embora vários outros materiais possam ser utilizados. O código utiliza o espectro gerado pelas fluências de elétrons e prótons encontrados na órbita da missão especificada, e realiza os cálculos para gerar os dados da dose depositada de acordo com as camadas de blindagem [10].

Tais dados são particularmente adequados para previsões rotineiras de dose depositada em situações em que as complexidades geométricas do satélite ou nave espacial não são conhecidas. Porém quando a complexidade da geometria do satélite é conhecida, a dose calculada pelo código pode não ser a que realmente seria depositada em alguns componentes da geometria. Isso pode levar a um superdimensionamento, por parte da Engenharia, na hora de escolher e especificar os componentes eletrônicos a serem usados em um determinado equipamento ou subsistema, e quanto maior o nível de tolerância a radiação o componente tiver, maior será seu custo, devido aos seus processos de fabricação e qualificação. Na Figura 4 tem-se a dose total depositada num alvo de silício (Si) localizado no centro de uma esfera de alumínio (Al) utilizando o SHIELDOSE para o espectro da missão do satélite SERPENS II.

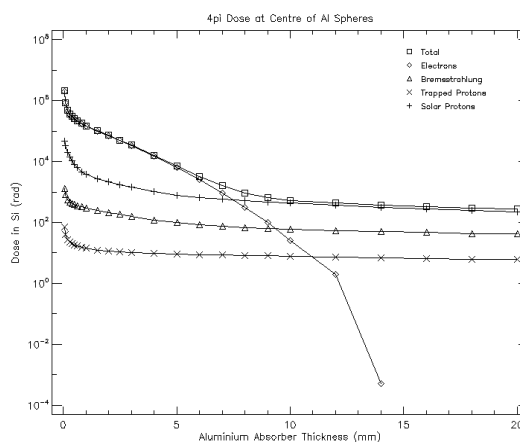


Figura 4. Dose total depositada na missão SERPENS-II, estimada pelo SHIELDOSE.

Observa-se que, para uma proteção com mais de 14 mm de espessura de alumínio, a dose total depositada no alvo causada por elétrons é praticamente zero. A dose causada por prótons



aprisionados, prótons solares e *bremstrahlung* (radiação secundária) é atenuada com menor eficiência a partir de uns 4 mm de espessura. Porém, pensando no desenvolvimento e manufatura de um nano-satélite, o peso é algo importante e deve ser levado em consideração. Geralmente a proteção de satélites é feita com cerca de 2 a 3,5 mm de espessura de alumínio; além de diminuir o peso, reduz-se a interação de partículas muito energéticas com o material de proteção. Tal interação pode gerar radiação secundária, às vezes mais prejudicial do que as partículas primárias.

#### 4.4. Definição da geometria do satélite

A configuração exata do satélite SERPENS-II ainda não foi definida. Para as simulações deste estudo, consideraremos módulos eletrônicos ou subsistemas genéricos. A geometria do satélite foi modelada utilizando a linguagem GDML (*Geometry Description Markup Language*) e foi baseada nas dimensões do SERPENS-II, que é um *CubeSat* de 1U (cubo de 10 cm de aresta). Na Tabela 2 temos dois exemplos de estruturas hipotéticas, compostas basicamente por módulos que são equipamentos ou subsistemas presentes num satélite, e chapas de alumínio externas e intermediárias (entre os módulos) a fim de realizar a blindagem dos mesmos.

**Tabela 2.** Descrições das estruturas hipotéticas para um *cubesat* de 1U.

Estrutura I			Estrutura II		
Componente	Espessura	Qtd	Componente	Espessura	Qtd
Chapas externas	1 mm	6	Chapas externas	1 mm	6
Chapas intermediárias	1 mm	4	Chapas intermediárias	1,5 mm	4
Módulos	19,2 mm	5	Módulos	18,8 mm	5
Peso da estrutura I	270 g		Peso da estrutura II	324 g	

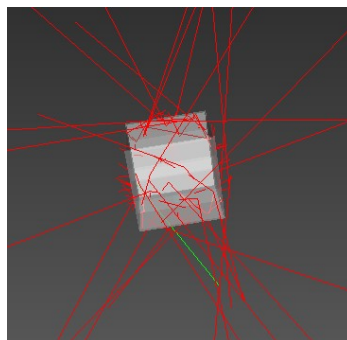
#### 4.5. Análise da dose depositada

A análise da dose ionizante total depositada (TID) é feita através do GRAS, que é uma ferramenta baseada no Geant4 que lida com tipos comuns de análise de radiação (TID, NIEL, *Fluence*, SEE) em modelos genéricos de geometria 3D [11].

Com a ferramenta GRAS é possível definir as partículas geradas durante a simulação; o espectro de partículas é baseado na missão do satélite que foi definida anteriormente. Essas partículas são incididas omnidirecionalmente para simular o ambiente de operação do satélite.

### 5. RESULTADOS

Na Figura 6 tem-se uma representação dos eventos gerados durante a simulação com elétrons. Devido a restrições de tempo e o uso da memória da unidade de processamento central (CPU) para geração desta representação, o número de partículas foi ajustado para 100 eventos para visualizações de partículas incidentes. Por outro lado, foi utilizado um total de  $10^6$  eventos para análise de parâmetros, para reduzir erros estatísticos na estimativa de dose depositada.



**Figura 6.** Representação de eventos

Na Tabela 3 tem-se a dose depositada em um alvo de Si posicionado em cada subsistema (cavidade), de acordo com sua localização na estrutura. Os resultados fornecidos pelo GRAS são em unidades de 0,01 J, fazendo-se necessário corrigir o resultado dividindo a dose estimada pelo SPENVIS pela massa do alvo em kg, para se obter a dose em rad.

**Tabela 3.** Dose depositada nos componentes de cada subsistema

Estrutura I		Estrutura II	
Componentes	TID (krad)	Componentes	TID (krad)
Módulo 1	18,4 $\pm$ 1,3	Módulo 1	16,9 $\pm$ 1,2
Módulo 2	8,3 $\pm$ 0,8	Módulo 2	6,5 $\pm$ 0,7
Módulo 3	8,4 $\pm$ 0,9	Módulo 3	6,8 $\pm$ 0,8
Módulo 4	7,9 $\pm$ 0,8	Módulo 4	7,6 $\pm$ 0,8
Módulo 5	19,0 $\pm$ 1,3	Módulo 5	17,3 $\pm$ 1,2

É possível perceber, como esperado, que a dose varia de acordo com a posição do alvo dentro do cubo. Quanto mais próxima do centro, menor a dose (TID) depositada devido à blindagem proporcionada pela maior espessura total de alumínio e demais materiais ao redor do alvo. Com base nisso, deve-se verificar as especificações dos componentes a serem utilizados a fim de avaliar se os mesmos têm a capacidade para suportar essa quantidade de dose depositada. Para diminuir a dose, pode-se acrescentar mais proteção (blindagem específica para um ou outro componente), ou realizar o reposicionamento dos componentes, colocando os mais sensíveis à radiação em uma posição que receba menos energia depositada.

## 6. CONCLUSÃO

No presente artigo foi realizada uma simulação inicial para orientar a escolha de posicionamento e dimensionamento de tolerância à radiação ionizante de componentes e módulos a serem utilizados no projeto de um nano-satélite. O uso de componentes COTS (*Commercial Off-The-Shelf*), bem mais baratos que componentes qualificados para uso espacial, pode reduzir significativamente o custo de uma missão espacial. Componentes COTS podem suportar tipicamente doses de centenas de rad a alguns krad, podendo operar em ambientes inóspitos, como no espaço, desde que apropriadamente protegidos.

A utilização do SPENVIS como ferramenta para análise de radiação ionizante depositada em componentes eletrônicos de satélites, especialmente *CubeSats* de baixo custo, é um bom princípio para início do desenvolvimento do projeto dos mesmos, e quanto mais detalhada for a representação da geometria do satélite, mais próximo da realidade serão os resultados obtidos.

Comparando a dose depositada de acordo com o SHIELDOSE e o GRAS, é possível perceber que a dose para uma mesma espessura de proteção é maior no SHIELDOSE. Isso implica em um superdimensionamento dos componentes, ou seja, tende-se a especificar componentes com maior custo de aquisição para a fabricação do satélite. Porém, com o detalhamento da geometria e a análise através do GRAS, tem-se uma dose depositada mais próxima da realidade, o que permite uma melhor seleção dos componentes a serem utilizados, e, dependendo da dose estimada, pode-se até utilizar componentes COTS na fabricação do satélite.

Próximos passos deste trabalho incluem considerar o efeito de blindagem de módulos específicos do *CubeSat* SERPENS-II, em especial as baterias, e suas tolerâncias à radiação, de forma a dimensionar e posicionar adequadamente proteções adicionais para os componentes mais sensíveis.

## 7. REFERÊNCIAS

- [1] SPENVIS. Disponível em: <https://www.spenvvis.oma.be/intro.php>. Acesso em: 02/09/2017
- [2] The Natural Space Radiation Hazard. Disponível em: [https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/Nat\\_Space\\_Rad\\_Haz.htm](https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/Nat_Space_Rad_Haz.htm). Acesso em: 20/06/2016
- [3] Natural Space Radiation Effects on Technology. Disponível em: [https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/Nat\\_Space\\_Rad\\_Tech.htm](https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/Nat_Space_Rad_Tech.htm). Acesso em: 20/06/2016
- [4] AEB lança programa de pesquisa e experimentos com nanossatélites. Disponível em: <http://www.aeb.gov.br/aeb-lanca-programa-de-pesquisa-e-experimentos-com-nanossatelites/>. Acesso em: 15/01/2017
- [5] Nanossatélite está em órbita e tem sinais captados no Brasil. Disponível em: <http://www.aeb.gov.br/nanossatelite-serpens-esta-em-orbita-e-tem-sinais-captados-no-brasil/>. Acesso em: 15/01/2017
- [6] F. S. N. Coelho; A. L. Silva; J. R. Pinheiro. Optimized Controller Design for CubeSats' Attitude Tracking Control Using Magnetic Actuators, UFSM. IAA-BR-16-0S-0P.
- [7] The NASA models AP-8 and AE-8. Disponível em: <https://www.spenvvis.oma.be/help/background/traprad/traprad.html#APAE>. Acesso em: 20/08/2017
- [8] J. Feynman, A. Ruznaikin, and V. Berdichevsky, The JPL próton fluence model: an update, J. Atmos. Solar-Terr. Phys. 64, 1679-1686, 2002.
- [9] Galactic Cosmic Ray. Disponível em: <https://www.spenvvis.oma.be/help/models/gcr.html#PAR>. Acesso em: 20/08/2017
- [10] Ionising dose model SHIELDOSE. Disponível em: <https://www.spenvvis.oma.be/help/background/shieldose/shieldose.html>. Acesso em: 22/08/2017
- [11] GRAS – Geant4 Radiation Analysis for Space. Disponível em: <http://space-env.esa.int/index.php/geant4-radiation-analysis-for-space.html>. Acesso em: 20/08/2017.