



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21d/2023/06.20.01.11-TDI

ANÁLISE E METODOLOGIA DE SELEÇÃO DE BLINDAGEM DOS EFEITOS TID EM PROJETOS DE SATÉLITES

Thiago Augusto do Carmo

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Silvio Manea, aprovada em 08 de maio de 2023.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/49AR2TP>

INPE
São José dos Campos
2023

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE
Coordenação de Ensino, Pesquisa e Extensão (COEPE)
Divisão de Biblioteca (DIBIB)
CEP 12.227-010
São José dos Campos - SP - Brasil
Tel.:(012) 3208-6923/7348
E-mail: pubtc@inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA Nº 176/2018/SEI-INPE):

Presidente:

Dra. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Coordenação-Geral de Ciências da Terra (CGCT)

Membros:

Dra. Ieda Del Arco Sanches - Conselho de Pós-Graduação (CPG)
Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia, Tecnologia e Ciência Espaciais (CGCE)
Dr. Rafael Duarte Coelho dos Santos - Coordenação-Geral de Infraestrutura e Pesquisas Aplicadas (CGIP)
Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon
Clayton Martins Pereira - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Ducca Barbedo - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Divisão de Biblioteca (DIBIB)
André Luis Dias Fernandes - Divisão de Biblioteca (DIBIB)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21d/2023/06.20.01.11-TDI

ANÁLISE E METODOLOGIA DE SELEÇÃO DE BLINDAGEM DOS EFEITOS TID EM PROJETOS DE SATÉLITES

Thiago Augusto do Carmo

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Silvio Manea, aprovada em 08 de maio de 2023.

URL do documento original:

<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/49AR2TP>

INPE
São José dos Campos
2023

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Carmo, Thiago Augusto do.

C213a Análise e metodologia de seleção de blindagem dos efeitos TID em projetos de satélites / Thiago Augusto do Carmo. – São José dos Campos : INPE, 2023.

xxiii + 62 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21d/2023/06.20.01.11-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2023.

Orientador : Dr. Silvio Manea.

1. Blindagem contra radiação. 2. TID. 3. Simulação SRIM. 4. SPENVIS. 5. OLTARIS. I.Título.

CDU 629.78:699.887.3



Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).



MINISTÉRIO DA
CIÊNCIA, TECNOLOGIA
E INOVAÇÃO



INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

DEFESA FINAL DE DISSERTAÇÃO THIAGO AUGUSTO DO CARMO BANCA Nº 087/2023, REG. 477801/2020

No dia 08 de maio de 2023, às 14h, por teleconferência, o(a) aluno(a) mencionado(a) acima defendeu seu trabalho final (apresentação oral seguida de arguição) perante uma Banca Examinadora, cujos membros estão listados abaixo. O(A) aluno(a) foi APROVADO(A) pela Banca Examinadora, por unanimidade, em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de Mestre em Engenharia e Tecnologia Espaciais / Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, com a exigência de que o trabalho final a ser publicado deverá incorporar as correções sugeridas pela Banca Examinadora, com revisão pelo(s) orientador(es).

Novo título: "Análise e metodologia de seleção de blindagem dos efeitos TID em projetos de satélites."

Membros da Banca:

Dr. José Osvaldo Rossi – Presidente – INPE

Dr. Silvio Manea - Orientador - INPE

Dr. Alírio Cavalcanti de Brito - Membro Interno - INPE

Dr. Claudio Antonio Federico - Membro Externo - IEAv



Documento assinado eletronicamente por **José Osvaldo Rossi, Pesquisador Titular**, em 10/05/2023, às 08:17 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Silvio Manea, Tecnologista**, em 10/05/2023, às 15:16 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Alirio Cavalcanti de Brito (E), Usuário Externo**, em 12/05/2023, às 10:26 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Claudio Antonio Federico (E), Usuário Externo**, em 12/05/2023, às 10:28 (horário oficial de Brasília), com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <https://sei.mcti.gov.br/verifica.html>, informando o código verificador **11029958** e o código CRC **1A5FD2D8**.

Referência: Processo nº 01340.003368/2023-36

SEI nº 11029958

“O maior perigo para a maioria de nós não está em estabelecer nosso objetivo alto demais e não o alcançar, mas em estabelecê-lo muito baixo e alcançá-lo.”

Michelangelo

AGRADECIMENTOS

Indubitavelmente, gostaria de agradecer aos amigos que tive o prazer de cativar e por quem fui cativado ao longo deste período de estudos no INPE. Como todo ser humano, experimentamos altos e baixos; alguns persistiram na jornada rumo ao título de Mestre, contudo, as adversidades enfrentadas não os tornam menos merecedores desse título.

Agradeço a Deus pelas capacidades físicas e emocionais que, sem dúvida, são as mais requisitadas para seguir adiante, enfrentando os desafios que encontramos ao longo de nossas jornadas. Um fator crucial, sem o qual eu não estaria aqui, é o apoio da senhora que me criou e educou com tanto amor e carinho, "Minha Mãe", também conhecida como Sr.^a Joaquina. É uma mulher que combina sabedoria e inteligência, mesmo com apenas a quarta série do ensino fundamental incompleta, um exemplo de humildade e persistência.

Também sou grato por ter a oportunidade de compartilhar o mesmo espaço com professores doutores e cientistas, aos quais admiro profundamente pelo conhecimento e sabedoria manifestados em todas as disciplinas e eventos em que pude participar, dentro e fora da instituição. De modo especial, agradeço ao professor Dr. Silvio Manea por compartilhar conhecimento e mostrar o melhor caminho na obtenção do conhecimento, à senhora Marta Malaquias pelos momentos de pausa e pelas conversas durante o café, e, por fim, ao senhor M. Sc. Juliano Moreira, uma pessoa simpática e excelente.

E por fim, agradeço o apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES), do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), que contribuiu para a realização deste estudo e financiamento da bolsa de pesquisa.

RESUMO

Tão importante quanto os demais componentes do satélite, a blindagem desempenha um papel fundamental na proteção dos componentes eletrônicos. Ela atenua a radiação à qual o equipamento será exposto durante o período operacional em ambiente espacial. Este estudo tem como objetivo analisar a blindagem contra radiação e o efeito da Dose Ionizante Total (TID) em projetos de satélite. Para a análise da blindagem, foram obtidos dados por meio de simulação computacional, utilizando o simulador SRIM. As ferramentas *Stopping / Range Table* e *TRIM Calculation* foram usadas, e para medir a radiação total em órbita, adotaram-se os simuladores SPENVIS e OLTARIS. Foi proposto um modelo de camada na composição da blindagem para obtenção dos dados relacionados a TID. Adotou-se o modelo esférico como parâmetro de simulação para ambas as plataformas. Após a simulação, os dados obtidos foram comparados entre as blindagens e entre as ferramentas de simulação. Com base no potencial de penetração da partícula, as camadas foram estruturadas para compor uma espessura máxima de 3 mm. Destes, 1 mm era composto por Tântalo (Ta), Titânio (Ti), Tungstênio (W), Magnésio (Mg) e 2 mm de Alumínio (Al). Os materiais mencionados compõem quatro diferentes blindagens. Cada uma foi submetida a partículas com energia equivalente a 60 MeV, com ângulo de penetração de 90°. As composições de blindagem que mostraram melhor desempenho na absorção de radiação foram as compostas por Ta e W. As demais não apresentaram resultados expressivos para a frenagem de partículas primárias, de modo que, o cenário se repete para a capacidade de reduzir a absorção de radiação em componentes eletrônicos. Materiais que tem o Z e densidade (ρ) elevada apresentam maior absorção de radiação, como consequência há redução dos efeitos TID.

Palavras-chave: Blindagem contra radiação. TID. Simulação SRIM. SPENVIS. OLTARIS.

SHIELD ANALYSIS AGAINST TID-TYPE EFFECTS IN SATELLITE DESIGNS

ABSTRACT

As important as the other satellite components, the shielding plays a crucial role in protecting electronic components. It attenuates the radiation to which the equipment will be exposed during the operational period in a space environment. This study aims to analyze the radiation shielding and the effect of the Total Ionizing Dose (TID) on satellite projects. For the shielding analysis, data were obtained through computer simulation, using the SRIM simulator. The Stopping / Range Table and TRIM Calculation tools were used, and to measure the total radiation in orbit, the SPENVIS and OLTARIS simulators were adopted. A layer model was proposed in the composition of the shielding to obtain data related to TID. A spherical model was adopted as a simulation parameter for both platforms. After the simulation, the obtained data were compared among the shields and between the simulation tools. Based on the particle penetration potential, the layers were structured to compose a maximum thickness of 3 mm. Of these, 1 mm was composed of Tantalum (Ta), Titanium (Ti), Tungsten (W), Magnesium (Mg) and 2 mm of Aluminum (Al). The mentioned materials make up four different shields. Each one was submitted to particles with energy equivalent to 60 MeV, with a penetration angle of 90°. The shield compositions that showed the best performance in radiation absorption were those made up of Ta and W. The others did not present significant results for the braking of primary particles, so the scenario repeats for the ability to reduce radiation absorption in electronic components. Materials with high Z (atomic number) and density (ρ) exhibit greater radiation absorption, which consequently reduces TID effects.

Keywords: Radiation shielding. TID. SRIM Simulation. SPENVIS. OLTARIS.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 – Interação nuclear de raios cósmicos/atmosfera.	12
Figura 2.2 – Esquema representativo da Dose Ionizante Total (TID).....	14
Figura 2.3 – Localização do centro da anomalia no Brasil em 2000.	15
Figura 2.4 – Campo magnético terrestre.	16
Figura 2.5 – SAA com 400 km de altitude.	17
Figura 2.6 – A evolução dos materiais com o passar do tempo.	18
Figura 2.7 – Painel Honeycomb.	20
Figura 3.1 – Abordagem metodológica geral.....	23
Figura 3.2– Diagrama de propriedades dos materiais.....	24
Figura 3.3 – Diagrama de Ashby dos materiais (modelo).	25
Figura 3.4 – Ciclo solar ISES Sunspot Number Progression.....	27
Figura 3.5 – Estrutura cristalina para CCC, CFC e HC.	29
Figura 3.6 – Modelo de ligação metálica.	30
Figura 3.7 – Blindagem contra altas temperaturas.....	31
Figura 3.8 – Blindagem da missão Parker Solar Probe.....	32
Figura 3.9 – Processo de simulação SRIM/TRIM.....	35
Figura 3.10 – Esquema de Simulação proposto.....	36
Figura 3.11 – Processo de simulação SPENVIS.....	38
Figura 3.12 – Processo de simulação OLTARIS.....	40
Figura 4.1 – Ionização da blindagem composta por Tungstênio.	44
Figura 4.2 – Ionização da blindagem composta por Titânio.	45
Figura 4.3 – Ionização da blindagem composta por Magnésio.	45
Figura 4.4 – Ionização da blindagem composta por Tântalo.	46
Figura 4.5 – Média de Integral e Diferencial AP8 do fluxo de prótons.....	50
Figura 4.6 – SAPPHIRE Fluência total: prótons solares.	51
Figura 4.7 – Mapa: Fator de atenuação de prótons com energia até 63 MeV.	51

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 – Exemplo de fontes e efeitos da radiação.....	9
Tabela 2.2 – Monitoração da intensidade e localização da SAA – NOAA.....	16
Tabela 3.1 – Requisitos de desempenho para seleção do material.	26
Tabela 3.2 – Estrutura dos átomos.	27
Tabela 3.3 – Composição das Ligas metálicas.	28
Tabela 4.1 – Parâmetro <i>SP</i> por Material.	41
Tabela 4.2 – Resultado de simulação SRIM.	43
Tabela 4.3 – Estimativa necessária para frear um íon de H.....	48
Tabela 4.4 – Dose de radiação absorvida no Si.....	49
Tabela 4.5 – Resultado de simulação OLTARIS - TID.	52

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

(e)	Eletrônico
(n)	Nuclear
AE	<i>Advanced Electron</i>
Al	Alumínio
AP	<i>Advanced Proton</i>
CCC	Cúbica de Corpo Centrado
CFC	Cúbica de Faces Centrada
CGS	Centímetro–Grama–Segundo
COTS	<i>Commercial off-the-shelf</i>
DD	<i>Displacement Damage</i>
e-	Elétron
EHPs	<i>Eletrons-hole-pairs</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
GCR	<i>Galactic Cosmic Rays</i>
GCR	<i>Galactic Cosmic Rays</i>
GEO	<i>Geostationary Earth Orbit</i>
HC	Hexagonal Compacta
HEO	<i>Highly Elliptical Orbit</i>
IM	Índice de Mérito
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ISS	<i>International Space Station</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
LET	<i>Linear Energy Transfer</i>
MEO	<i>Medium Earth Orbit</i>
Mg	Magnésio
MLI	<i>Multi-Layer Insulation</i>
mú	Múons
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NIST	<i>National Institute of Standards and Technology</i>
OLTARIS	<i>On - Line Tool for the Assessment of Radiation in Space</i>

p+	Proton
SAA	<i>South Anomaly Atlantic</i>
SEB	<i>Single Event Bournout</i>
SEE	<i>Single Event Effects</i>
SEGR	<i>Single Event Gate rupture</i>
SEL	<i>Single Event Latch-up</i>
SET	<i>Single Event Transient</i>
SEU	<i>Single Event Upset</i>
SI	Sistema internacional
SID	Serviço de Informação e Documentação
SiO ₂	Oxido de silício
SPENVIS	<i>Space Environment, Effects, and Education System</i>
SPG	Serviço de Pós-Graduação
SRIM	Stopping and Range of Ions in Matter
Ta	Tântalo
TDI	Teses e Dissertações Internas
Ti	Titânio
TID	<i>Total Dose Ionizing</i>
TRIM	<i>Transport of Ions in Matter</i>
W	Tungstênio
σ	Resistência mecânica

LISTA DE SÍMBOLOS

μ	Coeficiente linear de atenuação
SP	Poder de parada da partícula
N	Número de Avogadro
z	Número atômico da partícula incidente
e	Magnitude da carga do elétron
m_p	Massa de repouso dos prótons
v	Velocidade da partícula
β	Velocidade da partícula em relação à velocidade da luz
I	Energia de excitação média que caracteriza as propriedades de parada do material
ρ	Densidade do material
dE	Energia da partícula
dx	Profundidade média
A	Massa atômica do material absorvedor
Z	Número atômico do material absorvedor
γ	Fator de Lorentz
Z/A	Razão entre número atômico e massa atômica dos materiais

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 Objetivo.....	2
1.1.1 Objetivos secundários	2
1.2 Justificativa	2
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	4
2.1 Projetos de satélite	4
2.2 Tipos de órbitas	5
2.2.1 Órbita Geoestacionária (GEO).....	5
2.2.2 Órbita Baixa (LEO).....	6
2.2.3 Órbita Média (MEO)	6
2.2.4 Órbita Terrestre alta (HEO).....	6
2.2.5 Órbita Polar	6
2.2.6 Órbita Heliossíncrona.....	7
2.2.7 Órbita Lagrangeana	7
2.2.8 Órbita Molniya	7
2.3 Fontes e efeitos da radiação.....	8
2.3.1 Single Event Upset (SEU).....	9
2.3.2 Single Event Transient (SET).....	9
2.3.3 Single Event Latch-up (SEL)	10
2.3.4 Single Event Burnout (SEB).....	10
2.3.5 Single Event Gate Rupture (SEGR).....	10
2.3.6 Raios cósmicos	11
2.3.7 Tipos de radiação em ambiente espacial.....	12
2.3.8 Radiação TID e problemas relacionados ao ambiente espacial.....	13
2.3.9 Anomalia do Atlântico Sul (South Atlantic Anomaly - SAA).....	14
2.4 Materiais utilizados em blindagem de satélite.....	17
2.5 Composição de blindagem	19
2.6 Coeficiente linear de atenuação	20
2.7 Frenagem (<i>Stopping Power</i>) de ions	21

3	METODOLOGIA E MATERIAIS.....	23
3.1	Seleção de materiais para compor a Blindagem	24
3.1.1	Diagrama de Ashby.....	24
3.2	Definição dos requisitos mínimos de missão	25
3.2.1	Características dos materiais	27
3.2.1.1	Estrutura cristalina como fator de atenuação.....	28
3.3	Materiais usados em Blindagem na área espacial.....	30
3.4	Estrutura da Blindagem	33
3.5	Cálculo do <i>Stopping Power</i>	34
3.6	Ferramentas de simulação: explorando cenários	34
3.6.1	SRIM (<i>Stopping and Range of Ions in Matter</i>).....	34
3.6.2	TRIM (<i>Transport of Ions in Matter</i>)	35
3.6.2.1	Identificação dos ÍONS	35
3.6.3	SPENVIS (ESA)	36
3.6.3.1	Geant4 - Simulador de Blindagem Multi-Camadas	38
3.6.4	OLTARIS (NASA).....	39
4	RESULTADOS.....	41
4.1	Dados da simulação SRIM/TRIM.....	42
4.2	Dados da simulação SPENVIS.....	48
4.3	Dados da simulação OLTARIS	52
5	ANÁLISE.....	53
6	CONSIDERAÇÕES FINAIS	55
7	CONCLUSÃO.....	56
8	TRABALHOS FUTUROS.....	57
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	58

1 INTRODUÇÃO

O ambiente espacial é inóspito para Satélites devido ao alto nível de radiação presente. Para mitigar os efeitos da radiação no satélite pode-se utilizar blindagens. A blindagem, em um satélite, é vista como um componente essencial e é desenvolvida para proteger e manter a saúde dos equipamentos nos subsistemas a bordo.

Para que uma missão seja bem-sucedida, estudos são realizados para desenvolver blindagens que reduza os danos provocados pela radiação. De modo geral, o termo "blindagem" sugere que nada irá transpor a camada de proteção, ou seja, nenhuma partícula irá romper a resistência oferecida pela blindagem. Na verdade, esta afirmação pode nos levar a cometer erros durante o projeto de blindagem. De forma óbvia e objetiva, se busca propor uma configuração de blindagem ideal (que atenua a radiação) que atenda aos requisitos de proteção dos equipamentos, ou seja, que possa reduzir os danos aos componentes eletrônicos. Porém, quando o assunto envolve raios cósmicos, as camadas de proteção podem não ser suficientemente espessas para proporcionar a frenagem completa das partículas incidentes, devido à limitação de massa necessária para atender requisitos do projeto.

As partículas quando em contato com o material da blindagem sofrem frenagem. O potencial de frenagem de um material é dado pelo parâmetro denominado *Stopping Power (SP)*. Em alguns casos a interação com o material, que compõe a blindagem ocasiona diferentes tipos de reações, o que por sua vez resulta em radiações secundárias. A radiação secundária é dada pela interação de partículas como: Nêutrons, Prótons, Raios Gama, Raios Beta e Raio X. Para Raio X, a energia destas partículas é dissipada nos átomos e moléculas do material absorvedor, que por sua vez, resulta no deslocamento de elétrons entre as camadas de valência. O resultado do deslocamento de elétrons ocorre através da quebra das forças atrativas de Coulomb.

Assim, o presente estudo propõe uma análise das composições de blindagens utilizadas em satélites, feitas de ligas metálicas. Além disso, investigar a penetração de partículas e a quantidade de radiação absorvida ao longo da missão.

1.1 Objetivo

Para analisar o poder de penetração da partícula e seus efeitos resultantes, o presente estudo tem como objetivo analisar a blindagem contra os efeitos do TID (*Total Ionizing Dose*) da radiação cósmica em projetos de satélite, utilizando a ferramenta SRIM para identificar o verdadeiro poder de penetração da partícula no material, e por meio das ferramentas SPENVIS e OLTARIS para simular o cenário da missão e calcular a dose TID acumulada pelo componente eletrônico durante o período de exposição.

1.1.1 Objetivos secundários

- O presente estudo tem como objetivo, analisar as estruturas de blindagens feitas das ligas de Alumínio (Al), Titânio (Ti), Magnésio (Mg), Tungstênio (W) e Tântalo (Ta), usadas em projetos de satélites.
- Simular as taxas de radiação às quais os componentes estão expostos a uma altitude máxima de 650 km, utilizando as ferramentas SPENVIS (ESA) e OLTARIS (NASA).
- Simular a dose total de radiação ionizante absorvida pelos componentes eletrônicos internos (material de silício) usando uma blindagem proposta com espessura de até 3 mm.
- E avaliar o potencial de penetração de íons nas camadas de blindagem usando a ferramenta SRIM.

1.2 Justificativa

Para garantir a integridade dos equipamentos na presença de radiação, é necessário um sistema de atenuadores, ou seja, uma blindagem capaz de minimizar os riscos de falhas em equipamentos eletrônicos e manter sua estabilidade e funcionamento durante a missão. Em missões de curto prazo, nas quais se priorizam menores custos, tem-se optado por componentes de prateleira conhecidos como COTS (Comercial Off The Shelf). Outra classe de componentes é denominada Radiation-Hardened (RadHard), que possui resistência aos efeitos da radiação e é adequada para a grande maioria das missões. No entanto, os componentes COTS não são projetados para resistir à radiação espacial. Para que componentes

eletrônicos comerciais possam operar no ambiente espacial, é necessária uma blindagem específica para esse ambiente de operação.

A blindagem tem o objetivo central de absorver parte da radiação, com efeito da aplicação da blindagem a dose total de radiação nos componentes tipo COTS será reduzida, aumentando assim as chances de conclusão da missão. De modo que cada satélite pode exigir uma combinação diferente de tipos de blindagem, dependendo de sua missão e dos riscos potenciais é necessário combinar materiais distintos, sejam eles metálicos, cerâmicos ou até mesmo polímeros.

Alguns dos tipos de blindagem usadas em satélites incluem blindagem do tipo térmica, blindagem contra radiação solar, blindagem magnética e blindagem contra micrometeoritos e detritos espaciais. No entanto, neste estudo, será tratado especificamente da blindagem contra radiação cósmica. Geralmente, essa forma de blindagem é feita de materiais densos, como tântalo ou tungstênio, que absorvem partículas carregadas de alta energia. Em resumo, a blindagem adotada é uma medida de mitigação importante, uma vez que o ambiente espacial possui níveis de radiação que, quando absorvidos pelos componentes eletrônicos, podem prejudicar seu funcionamento.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Projetos de satélite

Os processos adotados em projetos para o ambiente espacial vêm sofrendo modificações gradativas com o passar do tempo. Muitos dos conhecimentos em projetos e missões espaciais têm sido devidamente documentados pelas agências espaciais ESA (*European Space Agency*), NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) e INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais). Especificamente cada ambiente de desenvolvimento tem especificidades aplicadas dadas as limitações estruturais de cada agência.

Como ferramenta muito difundida há o documento *NASA System Engineering Handbook*, que aborda os princípios de desenvolvimento para projetos espaciais. Este documento foi concebido na década de 90, especificamente em 1995, porém somente em 2007 foi submetido à sua primeira revisão. Este documento contempla as mudanças em processos de engenharia de requisitos previstas na norma (NPR - *NASA Procedural Requirements*) 7123.1, mudanças na entrega do produto, *NASA Integrated Action Team* (NIAT), *Columbia Accident Investigation Board* (CAIB). Em outras palavras, o conhecimento depositado no *Handbook* da NASA deriva das missões até então executadas.

De acordo com a literatura científica, o desenvolvimento de projetos de satélites é uma tarefa complexa e sistemática que exige o uso de ferramentas e conceitos da engenharia de sistemas (NASA, 2019). Segundo os autores Saeed e Bhatti (2017), o Ciclo de Vida é uma das ferramentas fundamentais para a gestão de projetos espaciais, pois permite uma abordagem integrada e colaborativa, envolvendo as diferentes fases do projeto. Já o Diagrama em V é uma técnica de modelagem que auxilia no processo de desenvolvimento de sistemas, desde a concepção até a operação, conforme destacado por Franke (2018).

Ao aplicar essas ferramentas em projetos de satélites, é possível desenvolver uma abordagem multidisciplinar que envolve diversas áreas de conhecimento, como destacado pelos autores Saeed e Bhatti (2017), incluindo engenharia mecânica, eletrônica, software, sistemas de controle e comunicação. Dessa forma, é possível criar soluções equilibradas e confiáveis que atendam aos requisitos técnicos, de custo e de prazo, além de garantir a qualidade e a segurança das operações

espaciais, como defendem Parodi e Renner (2018) em seu estudo sobre engenharia de sistemas para missões espaciais.

2.2 Tipos de órbitas

O processo de projetar uma blindagem para um satélite envolve o estudo da órbita em que ele permanecerá durante a missão. Para isso, é fundamental entender quais são as possíveis órbitas e quais os níveis de radiação a que elas estão sujeitas, considerando as variações do ambiente espacial. O conceito de órbita é definido como a trajetória percorrida por um objeto ao redor de outro corpo celeste, influenciada pela força gravitacional. De acordo com as leis da física estabelecidas, essa trajetória é resultado da interação gravitacional entre os dois corpos, sendo que uma força centrípeta mantém o objeto em movimento em torno do outro corpo. As órbitas planetárias, seguindo o "Princípio das órbitas de Kepler", são elípticas, com o objeto foco da elipse localizado no centro da trajetória. Para descrever completamente essa elipse, são necessários três parâmetros: a excentricidade, o semieixo maior e a inclinação em relação ao plano da elipse (MARQUES, 2010).

Segundo os autores Rashed et al. (2011), "a órbita de um objeto é fundamental para a compreensão do movimento dos corpos celestes no universo". Além disso, o mesmo artigo destaca que "o estudo das órbitas é importante para diversas áreas, incluindo a astronomia, a astrofísica e a engenharia aeroespacial",

Pode-se definir órbita como o movimento que um corpo de massa inferior realiza em torno de outro corpo de massa e gravidade superior (XIE, 2022). Um modelo didático simples de órbita é a entre Terra e Lua. Neste modelo, a lua gira em torno da terra em movimento elíptico com apogeu e perigeu de 405.696 km e 363.104 km respectivamente. Da mesma forma, o planeta Terra se encontra dentro da órbita solar com o formato elíptico. Órbitas no formato elíptico são descritas por Kepler como o movimento de um corpo orbitando em uma trajetória específica, formando uma hipérbole, parábola ou elíptica, com excentricidade menor que 1.

2.2.1 Órbita Geoestacionária (GEO)

A órbita geossíncrona (geoestacionária) é uma órbita utilizada por satélites artificiais que possuem a capacidade de permanecer em uma posição fixa em relação à superfície da Terra. Essa órbita é alcançada quando a altitude do satélite é ajustada

para uma posição aproximada de 35.786 km acima do nível do mar na linha do equador. A permanência em uma posição fixa é possível porque a órbita geoestacionária é sincronizada com a rotação da Terra. Isso significa que o período orbital do satélite é igual ao período de rotação da Terra ao redor do seu próprio eixo, que é de aproximadamente 23 horas, 56 minutos e 4 segundos (WERTZ et. al., 1999; MONTENBRUCK; GILL, 2012).

2.2.2 Órbita Baixa (LEO)

As órbitas de baixa altitude, também conhecidas como LEO (*Low Earth Orbit*), são aquelas que se encontram a uma altitude de aproximadamente 160 km a 2.000 km acima do nível do mar. Nessa região, é comum encontrar satélites para fins meteorológicos, radares, sensoriamento remoto e comunicação. A Estação Espacial Internacional (ISS), que está localizada em uma órbita baixa a cerca de 400 km de altitude, também é um exemplo importante (MONTENBRUCK; GILL, 2012).

2.2.3 Órbita Média (MEO)

A órbita conhecida como MEO (*Medium Earth Orbit*) está localizada em altitudes que variam de aproximadamente 2.000 km a 36.000 km em relação ao nível do mar, logo acima da órbita LEO. Satélites de geolocalização e satélites de comunicações são posicionados, com frequência, nesta órbita (ESA, 2020).

2.2.4 Órbita Terrestre alta (HEO)

Tem como configuração altitude acima de ~36.000km. Satélites com esta configuração orbital levam aproximadamente 24 horas para completar uma resolução (ESA, 2020).

2.2.5 Órbita Polar

Como o próprio nome descreve, trata-se de uma órbita com ângulo de inclinação de 90° em relação à linha do equador. Sua altura é classificada em altitudes de ~200 km a ~1.000 km. Satélites de imageamento são comumente inseridos nesta órbita (ESA, 2020).

2.2.6 Órbita Heliossíncrona

Uma órbita síncrona com o sol passa por qualquer ponto do planeta com a mesma hora solar local, o que é útil para iluminação e ângulo do sol consistentes. São semelhantes à órbita do tipo Polar, com altitude de ~600km a 800km, e está sempre alinhada com o sol. (INPE, 2020).

2.2.7 Órbita Lagrangeana

A órbita Lagrangeana é um tipo de órbita que resulta do equilíbrio gravitacional entre dois corpos celestes em órbita. São cinco pontos de equilíbrio, designados L1 a L5, e são importantes para a exploração espacial e astronomia. Satélites em órbita Lagrangeana são usados para comunicações, observação astronômica e pesquisa científica. Alguns exemplos incluem o Telescópio Espacial James Webb, que ficará em órbita em torno do ponto L2, e a sonda Gaia, que está em órbita em torno do ponto L2 mapeando a Via Láctea. A órbita Lagrangeana também é usada na exploração espacial, como a sonda Mars Reconnaissance Orbiter, que está em órbita elíptica em torno de Marte, incluindo pontos de equilíbrio de órbita Lagrangeana (NASA, 2020).

2.2.8 Órbita Molniya

A órbita Molniya é uma órbita altamente elíptica e inclinada com um período de cerca de meio dia, geralmente é usada para satélites de comunicação em altas latitudes (PARK; KIM; LEE, 2018). Esta órbita é caracterizada pela sua inclinação igual 63,4 graus e argumento de -90 graus para o perigeu, essa possui padrão de órbita elíptica alta. Segundo um estudo de 2012 publicado no *Journal of the Korean Physical Society* pelos autores Kim et. al., "A órbita Molniya é especialmente útil para a comunicação de longa distância em áreas polares, onde outras órbitas não proporcionam cobertura suficiente". A mesma publicação aponta que "A principal desvantagem da órbita Molniya é a sua complexidade e o alto custo de manutenção, o que pode limitar sua utilização em algumas aplicações".

2.3 Fontes e efeitos da radiação

Os efeitos causados em componentes eletrônicos irão depender do potencial energético da partícula, sendo assim a Tabela 2.1 é um exemplo dos potenciais efeitos que cada uma pode apresentar quando em contato com os materiais de blindagem ou componentes eletrônicos. Estas partículas derivam de eventos cósmicos e região do campo magnético terrestre cuja partícula acaba aprisionada.

Os efeitos derivados do contato de partículas energizadas com componentes eletrônicos são 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 et. al., 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; KOGA; MORRIS, 2003). O Dano por Deslocamento – DD, é a interação entre a partícula incidente e os átomos que compõem o material absorvedor. O DD comumente causa desordem na rede cristalina do material, remove átomos de sua posição original, causando vacâncias que é especificamente a ausência de um átomo ou mais na rede cristalina que compõe o material (ÖZYILDIRIM; ERGÜN, 2013; UZEL; ÖZYILDIRIM, 2017).

Tabela 2.1 – Exemplo de fontes e efeitos da radiação.

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

Fonte: Özyildirim e Ergün (2013).

2.3.1 Single Event Upset (SEU)

Dentre estes efeitos destacados na Tabela 2.1, Seção 2.3. O efeito de Evento Único (SEU) pode ser definido como uma mudança de estado ou transiente, derivado da colisão de um próton ou íon quando em contato com o material do componente. Este pode ionizar a região sensível e causar elétrons pares buracos (EHPs - *Eletrons-Hole-Pairs*). Este efeito também é conhecido como “*soft error*” quando ocorre em memórias ou “*bit flip*” para dispositivos lógicos (LANGLEY et al., 2003; RIAZ; JAVED, 2015).

2.3.2 Single Event Transient (SET)

O SET trata-se de um evento transitório que é induzido em uma lógica combinatória, e gera um pico de tensão, o qual chega à entrada do dispositivo *latch* ou na borda do *clock latching*. Nesta perturbação, a taxa de erro depende da frequência do *clock*. Quanto mais rápido for o *clock*, maior será a ocorrência de travamento do *clock*

durante a captura de um sinal transiente. Quando uma partícula ionizada possui carga suficiente para ser coletada dentro de um nó em uma porta combinatória, um pulso transitório é formado e por consequência irá transitar ao longo do circuito (GADLAGE et al. 2004).

2.3.3 Single Event Latch-up (SEL)

Pode ocorrer em circuitos integrados, causado por um único impacto de partícula energética. De forma análoga, este é comparado como um curto-circuito, e classificado como destrutivo. Este evento é derivado da quantidade de energia transferida pela partícula incidente, prótons ou íons pesados. Em dispositivos CMOS, a energia derivada da partícula tende a percorrer o caminho de menor impedância entre a fonte de alimentação e o aterramento do componente, devido a criação de um transistor parasita entre a junção bipolar PNP e NPN (KARP et. al., 2018; DOEEET2.0, 2022).

2.3.4 Single Event Burnout (SEB)

É ocasionado pela passagem de um íon pesado através de um MOSFET quando polarizado em seu estado desligado. Este evento ocorre quando a corrente transitória gerada pelo íon pesado coloca em operação o componente (Transistor Bipolar ou FETs - transistores bipolares foram amplamente utilizados, porém os transistores de efeito de campo (FETs) se popularizaram, dado à sua eficiência energética, menor tamanho e custo reduzido) parasita inerente à estrutura MOSFET, fazendo com que a região fonte atue como emissor, a região p-corpo atua como base e a camada epitaxial funciona como coletor. Em outras palavras, um mecanismo de feedback regenerativo pode fazer com que a corrente do coletor aumente de tal forma a desencadear defeitos maiores ao componente, ocasionando falha catastrófica do dispositivo (YOSHIURA et. al., 2016; JOHNSON et. al., 1993; LIU et. al., 2006).

2.3.5 Single Event Gate Rupture (SEGR)

Ocorre pela passagem de íons pesados com alta energia, rompendo o *Gate* do componente MOSFET. A ruptura do Gate pode levar à falha de energia do MOSFET. O processo de *Single Event Gate Rupture* - SEGR se inicia quando um íon pesado atinge o dispositivo na região do canal, e a colisão dos íons cria uma

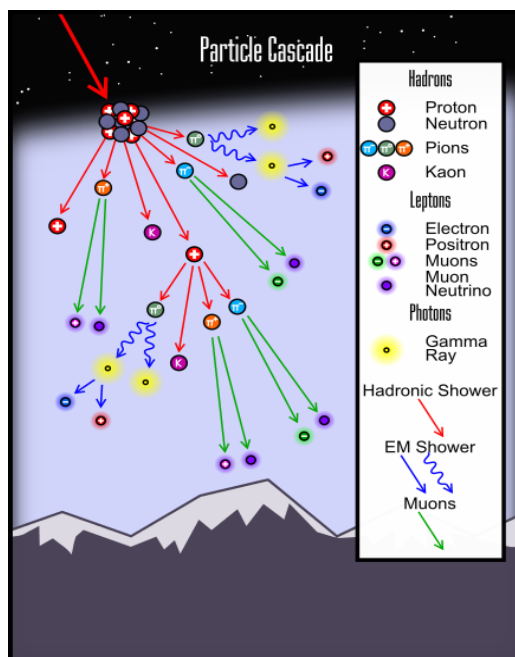
trilha de pares elétrons-buracos (EHPs) no componente. Em componentes do tipo MOSFET, em relação ao canal n, existe a concorrência de buracos gerados que derivam em direção à interface, onde os elétrons entram em contato com o dreno devido o campo elétrico resultante da polarização positiva presente no dreno. Ao atingir a interface, os buracos vão se acumulando na interface, e lentamente se propaga em direção ao contato da fonte. O conjunto de carga positiva aumenta o campo elétrico no óxido e quando o campo excede o valor crítico, ocorre a ruptura do óxido. Os buracos então descarregam através do óxido, levando ao aquecimento da estrutura no local. Neste caso, se a corrente de ruptura durar o tempo necessário para que ocorra um curto-circuito, o dano será permanente (TITUS, 2016; MOURET et. al., 1996).

2.3.6 Raios cósmicos

Os raios cósmicos galácticos são compostos principalmente por núcleos de átomos leves, como hidrogênio, hélio, e núcleo mais pesado como ferro. São altamente energéticos, com energias que variam de $10^8 - 10^{19}$ eV. Essas partículas são aceleradas por processos astrofísicos em regiões de alta energia, como supernovas, pulsares, remanescentes de supernovas e buracos negros. Devido à sua alta energia, os GCR (*Galactic Cosmic Rays*) são capazes de penetrar profundamente na atmosfera terrestre, onde interagem com as moléculas de ar e geram um fluxo de partículas secundárias que podem ser detectadas em superfície ou em altitude (Figura 2.1) (AMATO; BLASI, 2018; LOGAIR, 2010; COLLABORATION; AHARONIAN, 2002).

Durante o máximo do ciclo solar, quando o Sol está mais ativo, a atividade solar aumenta, resultando em um maior número de erupções solares e ejeções de massa coronal. As atividades solares são intensas e polarizam o campo magnético da Terra, com o efeito de carga os GCR são repelidos ou tem a sua penetração limitada na atmosfera terrestre. Consequentemente, durante o máximo do ciclo solar, a fluência de GCR tende a diminuir e de modo inverso quando o sol está em mínima a fluência de GCR aumenta data a redução de carga da magnetosfera e fluência de partículas derivadas do sol (SAVIC et al, 2023).

Figura 2.1 – Interação nuclear de raios cósmicos/atmosfera.



Fonte: Wikimedia Commons (2022).

2.3.7 Tipos de radiação em ambiente espacial

Há dois tipos de radiação conhecidos e muito bem estudados pela humanidade, são eles a radiação não-ionizante (*non-ionizing radiation*) e radiação ionizante (*Ionizing radiation*). A radiação não ionizante inclui ondas dentro do espectro de luz visível, calor, radar, rádio e microondas. Este tipo de radiação está comumente ao nosso redor e atravessa o organismo humano sem causar distúrbios moleculares ou remover elétrons de seus átomos (TEODORESCU; GLOBUS, 2005). Em contrapartida, a radiação do tipo ionizante é de fato a mais preocupante, pois esta, tem o real potencial de danificar células humanas, danificar estruturas eletrônicas por meio da excitação de elétrons, colisão com partículas e com resultante de radiação secundária como raio-x, radiação alfa, gama e beta (DAWSON, 2021).

A principal fonte de radiação ionizante tendo como perspectiva a o planeta Terra é o Sol, em seguida temos a magnetosfera que prende grande parte destas partículas e por fim GCR. Com relação a eventos decorrentes do sol, teremos o vento solar, ejeções de massa coronal e para GCR, eventos cósmicos decorridos de supernovas, resultando na ejeção de partículas de Hidrogênio (H), Hélio (He) e Ferro (Fe). Grande parte destas partículas são defletidas devido a carga elétrica que

possuem ou perdem energia no campo magnético da terra, que por sua vez tem o potencial de aprisioná-las, em uma região específica da magnetosfera denominada de cinturão de Van Allen (ÖZYILDIRIM; ERGÜN, 2013).

2.3.8 Radiação TID e problemas relacionados ao ambiente espacial

O acúmulo de dose TID em componentes eletrônicos gera a degradação do material. A radiação ionizante derivada de prótons, elétrons e ou fótons, quando em contato com o material do componente o ioniza gerando pares de elétrons-buracos (YA'ACOB et. al., 2016; JUNQUEIRA; MANEA, 2020). A dose total absorvida pelo material pode ser medida em [rad] (*Radiation Absorbed Dose*) ou [Gy] de modo que para cada 1 rad teremos 0,01 [J/kg].

Os defeitos mais comuns destacados pela comunidade científica são:

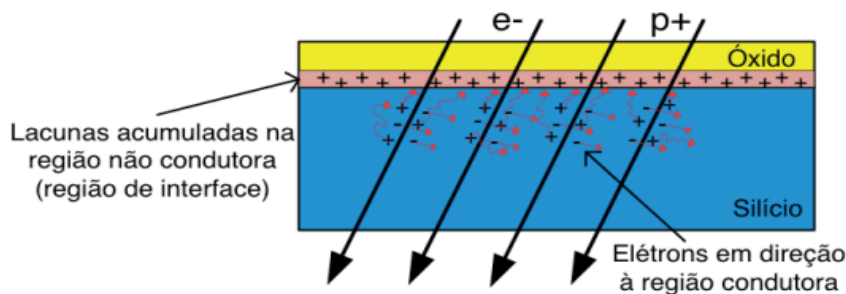
- Degradação de desempenho: a exposição prolongada à radiação pode causar degradação do desempenho de componentes eletrônicos, levando a falhas em sistemas críticos de um satélite.
- Falhas de comunicação: pode afetar a capacidade de comunicação de um satélite, prejudicando a transmissão de dados e a recepção de sinais.
- Falhas de energia: pode interferir na operação de sistemas de energia de um satélite, levando a interrupções ou falhas completas.
- Degradando sistemas de controle e orientação: causa falhas em sistemas de controle e orientação, levando a problemas na estabilidade e orientação do satélite.

Outros defeitos relatados estão correlacionados a reação direta com materiais poliméricos tornando-os frágeis. Em componentes eletrônicos pode gerar o mau funcionamento derivado de superaquecimento, consumo em excesso de energia e redução do tempo de vida (NASA, 2021). Para microeletrônica de dispositivos CMOS é possível observar problemas tais como a mudança do limiar do Gate (*Gate Threshold Shift*), resultado da redução da camada de óxido (JOHNSTON, 1998; DRESSENDORFER; MA, 1989).

A Figura 2.2 ilustra o processo de absorção da dose ionizante total. Quando os elétrons (e-) ou prótons (p+) atingem o material do componente com base em Silício (SiO₂), esses se recombinam de tal modo a atingirem a região de condução (+)

devido ao campo elétrico aplicado. As lacunas derivadas da inserção da partícula tendem a se recombinar, porém, lentamente na região do óxido.

Figura 2.2 – Esquema representativo da Dose Ionizante Total (TID).



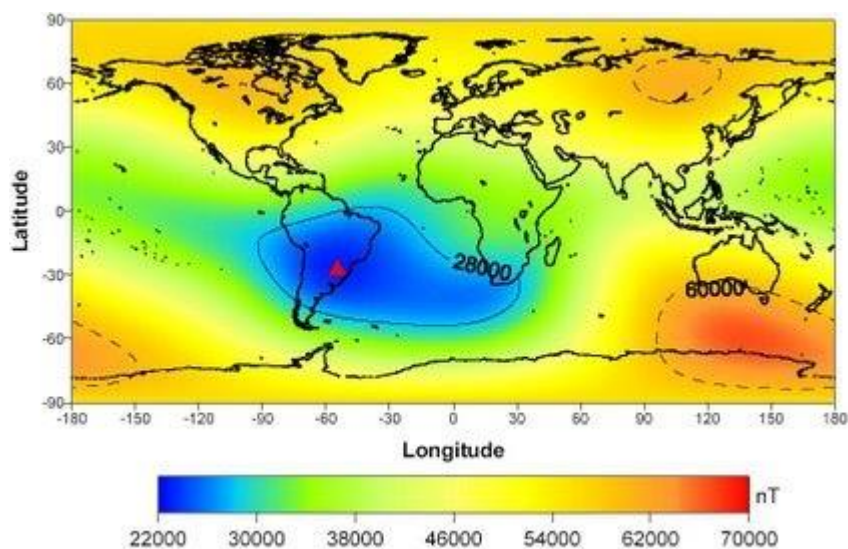
Fonte: Junqueira e Manea (2020).

2.3.9 Anomalia do Atlântico Sul (South Atlantic Anomaly - SAA)

Esta anomalia tem sido objeto de estudo e preocupação para os cientistas, especialmente para a área de aviação e sistemas de satélites que operam nesta região. É uma região enfraquecida da magnetosfera terrestre onde a intensidade do campo magnético é aproximadamente 28nT (Figura 2.3). Estudos indicam que a SAA possa estar relacionada a fluxos reversos no núcleo externo sob a região do Atlântico Sul. (HEIRTZLER et. al., 2002).

A localização atual do centro SAA no Brasil está relacionada com a localização de manchas de fluxo geomagnético reverso (RFPs) no limite núcleo-manto (CMB) (BLOXHAM et al. 1989; OLSON; AMIT 2006) embora esta relação não seja trivial (TERRA-NOVA et al. 2017). Está em debate se a localização atual do SAA representa uma característica persistente do campo magnético da Terra ou é caoticamente variável. Com base em um levantamento de dados, Aubert (2015) previu que o SAA irá derivar em um futuro próximo para o Pacífico, ou seja, pode sugerir uma característica transitória do geodínamo. A força da parte do dipolo axial do campo geomagnético tem diminuído a uma taxa média de 16 nT/ano nos últimos 180 anos, para a qual existem medições diretas da intensidade do campo. Este período de rápida decadência coincidiu com a expansão da Anomalia do Atlântico Sul (SAA), que foi proposta como um possível precursor de uma inversão de polaridade (NILSSON et al, 2022).

Figura 2.3 – Localização do centro da anomalia no Brasil em 2000.



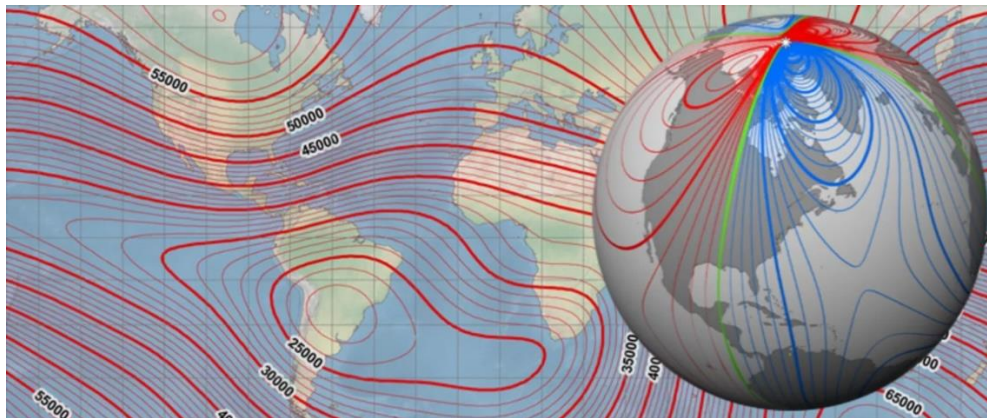
Fonte: Hardmann e Pacca (2009).

A anomalia é comparada pela NASA a um "amassado" no campo magnético da Terra, o que pode causar problemas para satélites que orbitam dentro dela, incluindo a Estação Espacial Internacional. A força reduzida do campo magnético na SAA pode fazer com que os sistemas eletrônicos dos satélites entrem em curto-circuito e funcionem mal se forem atingidos por prótons de alta energia provenientes do Sol e presentes no cinturão interno de Van Allen (DOCKRILL, 2021).

O cinturão de Van Allen tem uma inclinação de -11° em relação ao eixo de rotação da Terra, o que o torna simétrico em relação ao eixo magnético. No entanto, o campo magnético e o eixo de rotação da Terra são assimétricos, resultando na porção interna do cinturão de Van Allen posicionada sobre a região sul do planeta e mais distante da região norte. Na América do Sul, a intensidade do campo magnético é medida em cerca de 24 nT (Nano Tesla) a uma altitude de 700 km, sendo inferior aos valores medidos em outras regiões do planeta como apresentado na Figura 2.3 (GINET et. al., 2007; HARTMANN; PACCA, 2009).

Segundo Givet (2007), a região de cobertura da SAA possui altitude inicial com efeitos relacionados a prótons altamente carregados em 400 km de altitude e se estende até 1700 km. Dentro deste alcance, foi medida a energia equivalente das partículas de prótons em 23MeV a $> 94\text{MeV}$ em decorrência da variação de altitude.

Figura 2.4 – Campo magnético terrestre.



Fonte: NOAA (2022).

Em altitude de 850 km é possível encontrar prótons carregados com > 38 MeV, neste ponto a SAA toma proporções de tal modo a ganhar área, chegando a cobrir toda a região da América do Sul e parte do Sul do Continente Africano (GINET et. al., 2007; NOAA, 2022). Em 1974 seu centro de ação era geolocalizado sobre o Brasil, mais precisamente na cidade de São José dos Campos/São Paulo. O ápice da anomalia se dá com altitude próxima a 1700 km. Como consequência, sua área se estende por toda a linha equatorial do planeta e possui prótons superiores a 94 MeV conforme observado na Figura 2.5. O deslocamento desta região é contínuo e pode ser acompanhado através da Tabela 2.2. O epicentro na anomalia já não se encontra mais sobre a Cidade de São José dos Campos – SP (Brasil) mas sim no território do Paraguai (Figuras 2.4).

Tabela 2.2 – Monitoração da intensidade e localização da SAA – NOAA.

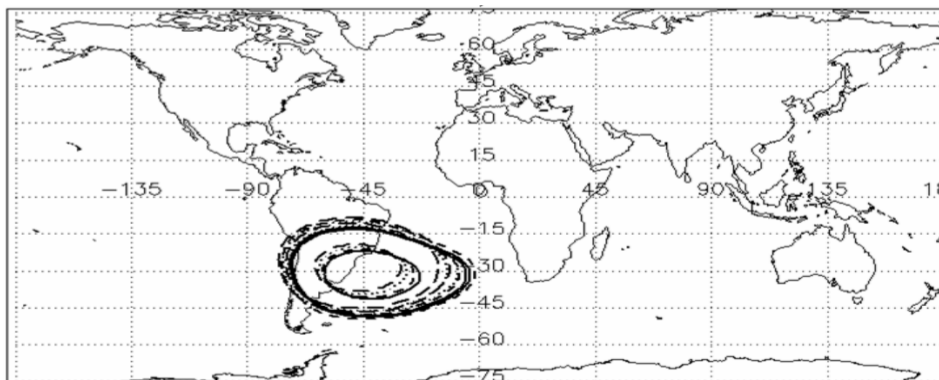
	Altitude (km)	Minimum F (nT)	Latitude (°S)	Longitude (°W)
2020.0	0	22,232	26.2	59.1
2023.0	0	22,152	26.1	59.8
2020.0	500	18,428	22.4	58.2
2023.0	500	18,369	22.3	59.1

Fonte: NOAA (2022).

A região circundada na Figura 2.5 é capaz de influenciar diretamente no funcionamento do equipamento, promover SEE (Tabela 2.1), porém com o aumento

exponencial da energia destas partículas os efeitos podem agravar, causando danos irreversíveis a componentes eletrônicos.

Figura 2.5 – SAA com 400 km de altitude.



Fonte: GINET et. al (2007).

2.4 Materiais utilizados em blindagem de satélite

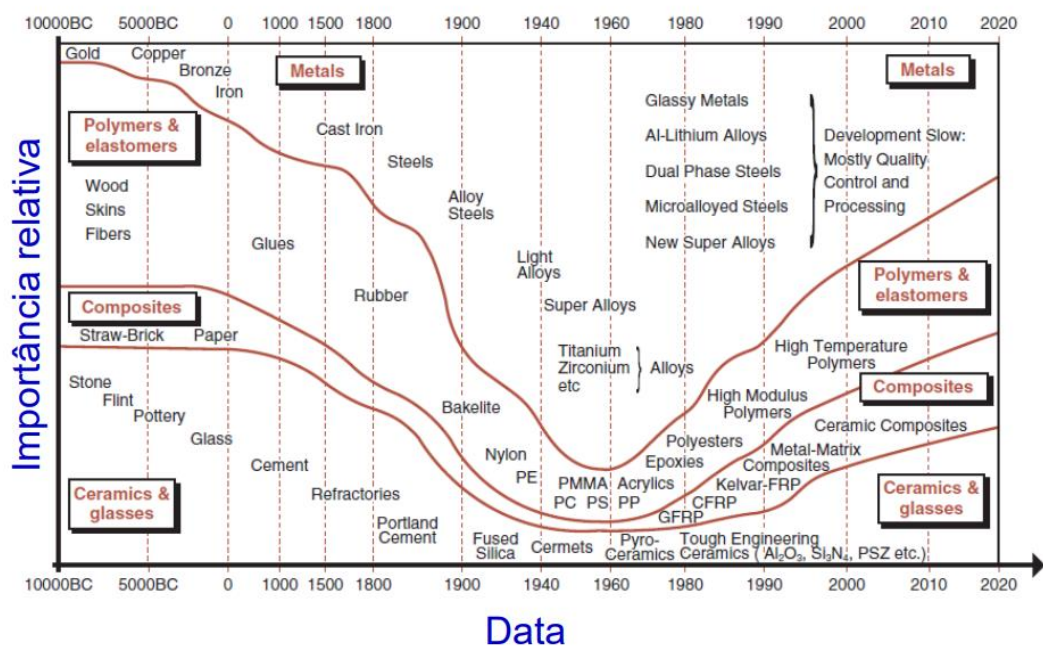
A evolução dos materiais ao longo do tempo tem sido fundamental para o progresso da humanidade. Desde os primeiros tempos, os seres humanos têm explorado e utilizado diferentes materiais disponíveis em seu ambiente para atender às suas necessidades básicas. No entanto, com o avanço da ciência e da tecnologia, a compreensão dos materiais e a capacidade de projetá-los e sintetizá-los de forma controlada se expandiram significativamente. A evolução dos materiais tem sido impulsionada por uma combinação de descobertas científicas, desenvolvimentos tecnológicos, melhorias nos processos de fabricação e a busca contínua por materiais com propriedades específicas. Novas classes de materiais, como materiais nanoestruturados, materiais inteligentes e materiais biomiméticos, têm sido objeto de pesquisa e desenvolvimento intensivos (Figura 2.6).

Os materiais utilizados no ambiente espacial devem cumprir uma série de requisitos, incluindo resistência mecânica, minimização dos efeitos da radiação, baixa densidade (redução de massa) e capacidade de resistir ao estresse aplicado pelo ambiente em órbita. A busca por um material ideal é contínua e pode envolver ligas metálicas, cerâmicas, compostos e polímeros. De acordo com a Figura 2.6, há um aumento no uso de materiais compostos e poliméricos e uma redução no uso de metais, devido ao desenvolvimento lento de novas ligas. Embora certas estruturas

no ambiente espacial exijam o uso de elementos metálicos, outras podem utilizar materiais não metálicos, porém a degradação dos materiais quando expostos à radiação e sua capacidade de reduzir a carga energética das partículas incidentes são fatores a serem considerados (SHACKELFORD, 2010).

Os materiais metálicos, possuem grande capacidade de suportar cargas de estresse elevadas dada as suas características de ligação e parâmetros dúcteis, os materiais cerâmicos também possuem alta resistência à aplicação de cargas, porém sua capacidade de deformação é extremamente inferior quando comparado a materiais cuja base é metálica. Já materiais do tipo poliméricos não suportam cargas elevadas quando comparado a materiais metálicos, porém, sua capacidade de deformar mediante a aplicação de força é superior à de materiais metálicos e cerâmicos, ou seja, estes são extremamente dúcteis.

Figura 2.6 – A evolução dos materiais com o passar do tempo.



Fonte: EPUSP (2014).

Outras propriedades a serem consideradas nestes materiais, é a capacidade de condução de elétrons, térmica, formação de campo magnético e capacidade de atuar como isolante destas grandezas. Desta forma, materiais metálicos possuem grande capacidade de condução elétrica e térmica por conta da capacidade de

deslocamento dos elétrons no interstício da estrutura cristalina (célula unitária) que podem se agrupar em estruturas do tipo Cúbica de Corpo Centrado (CCC), Cúbica de Face Centrada (CFC) ou Hexagonal Compacta (HC). O deslocamento destes elétrons também é conhecido como nuvem eletrônica, e essas características elétricas são definidas como “Cátions recebem os elétrons livres na estrutura, tornando-a estável, isso permite que eles se tornem neutros. Este processo de receber e perder elétrons é contínuo, onde a estabilidade da ligação é obtida pelo ganho de energia na formação da ligação envolvendo diversos átomos” (SHAKELFORD, 1996).

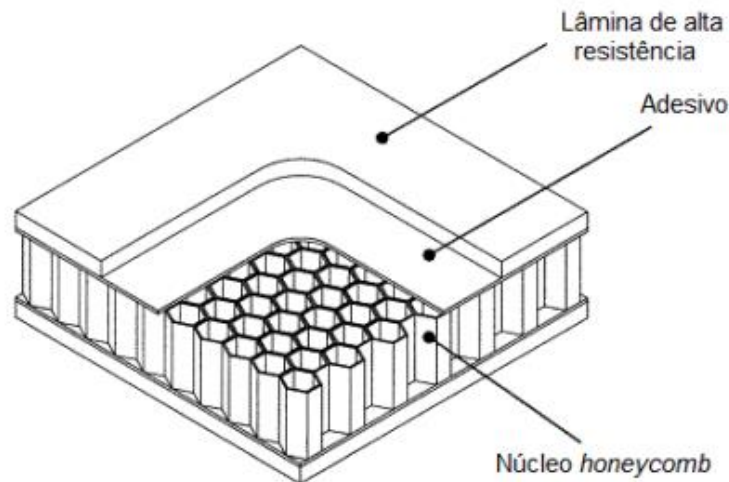
A aplicação do material em ambiente espacial está ligada a capacidade de absorver efetivamente a dose de radiação recebida, e temos como exemplo estes materiais: Alumínio (Al), Polietileno (PE - C₂H₄), Plástico reforçado com fibra de carbono (CFRP), SiC Composto Plástico (SCP), Hidreto de magnésio e ferro (Mg₂FeH₆) (NAITO et. al., 2020; ASSELLI et. al., 2012).

2.5 Composição de blindagem

Para atenuar a energia da partícula, na maioria dos casos apenas um material acaba não sendo eficiente, sendo então, necessário combinar camadas de materiais. Esta combinação se dá quando uma partícula energizada entra em contato com o material, podendo se desdobrar em radiação secundária através da interação de elétrons do material alvo com a partícula incidente, e com o efeito desta interação, terá como resultante o raio-x, partículas alfa, beta e gama.

Comumente, satélites utilizam painéis do tipo Honeycomb, este tipo de painel compõem a blindagem externa, especificamente a fuselagem de aeronaves. Sua estrutura tende a ser extremamente leve pela forma com que é estruturada. O painel é composto por um núcleo no formato de colmeia, seguido de adesivo e lâmina (Figura 2.7). A estrutura do Honeycomb pode oferecer uma boa relação entre peso e densidade, uma vez que exista a possibilidade de implementar outras estruturas específicas que funcionam também como atenuadores da radiação.

Figura 2.7 – Painel Honeycomb.



Fonte: Krayden (2017).

2.6 Coeficiente linear de atenuação

O coeficiente linear de atenuação é um parâmetro utilizado para descrever a capacidade que um material tem em atenuar uma partícula em função do comprimento do caminho que esta percorre através do material. O coeficiente linear de atenuação depende das propriedades do material, como densidade, composição e da energia da partícula. Materiais com densidade e número atômico mais elevado geralmente possuem coeficientes de atenuação maiores, pois apresentam maior interação com a partícula incidente. Por outro lado, a energia da partícula também afeta o coeficiente de atenuação, já que a energia absorvida irá sofrer variação de material para material (KHAN et. al 2014).

O coeficiente linear de atenuação é comumente representado pelo símbolo μ , e sua unidade de medida é o inverso do comprimento, geralmente em unidades como cm^{-1} ou m^{-1} . É importante notar que, além do coeficiente linear de atenuação, existe outro parâmetro que é usado para descrever a atenuação de uma dada partícula, como o coeficiente de atenuação mássico (SHULTIS; FAW, 2016).

Os coeficientes de atenuação mássico é uma medida que é usada para descrever a atenuação da radiação ionizante quando uma partícula passa através de um material. O coeficiente de atenuação mássico (assim como o coeficiente de atenuação linear) é uma medida da taxa com que a partícula é atenuada à medida que passa através do material. Ele é definido como a fração da intensidade da

radiação que é absorvida por unidade de espessura do material, sendo expresso em unidades de cm²/g (ATTIX, 2008; KNOLL, 2010).

2.7 Frenagem (*Stopping Power*) de ions

O parâmetro *Stopping Power (SP)*, também conhecida pela equação de Bethe-Bloch (Equação 2.1), é usada para calcular a perda de energia de uma partícula carregada à medida que ela se move através de um meio. Essa equação é uma parte fundamental da física de partículas e da física nuclear, e é usada em uma ampla variedade de aplicações, incluindo o projeto de detectores de partículas e o tratamento de câncer com radioterapia (GRIFFITHS, 2008). De modo que a equação descreve a taxa de perda de energia $SP = (-dE/dx)$ por unidade de comprimento de uma partícula carregada em um meio material, como resultado das interações com os elétrons e núcleos do meio (KLAMM, 2015). Essa taxa de perda de energia é influenciada pelo número atômico e densidade do meio, bem como pela energia cinética e carga da partícula carregada.

$$SP = -\frac{dE}{dx} \quad (2.1)$$

$$-\frac{dE}{dx} = \frac{4\pi z^2 e^2 N Z}{m_p \beta^2 v^2} \left[\ln \frac{2m_p \beta^2 v^2}{I} y - \beta^2 \right] \quad (2.2)$$

Onde os termos que compõem as equações são dados por:

- z é o número de carga da partícula carregada (no caso de prótons, $z = 1$).
- e é a carga elementar (a carga do elétron).
- N é o número de átomos por unidade de volume do meio.
- Z é o número atômico do meio (o número de prótons em seu núcleo).
- m_p é a massa em repouso da partícula carregada (no caso de prótons, m_p é a massa do próton).
- β é o fator de Lorentz, que é uma medida da velocidade da partícula em relação à velocidade da luz. É definido como $\beta = v/c$, onde v é a velocidade da partícula e c é a velocidade da luz no vácuo.

- v é a velocidade da partícula.
- I é o potencial médio de ionização do meio, que é a quantidade mínima de energia necessária para remover um elétron de um átomo no meio.
- y é a razão entre a massa do próton e a massa do elétron.

A primeira parte da equação é a expressão para a perda de energia por unidade de comprimento devido às colisões elásticas entre a partícula carregada e os elétrons do meio. Essa parte da equação é proporcional a z^2 (o quadrado da carga da partícula carregada), N (o número de átomos no meio), e $\ln[(2m_p \beta^2 v^2)/Iy]$, que é o logaritmo natural da razão da energia cinética da partícula para o potencial médio de ionização do meio.

A segunda parte da equação é a expressão para a perda de energia por unidade de comprimento devido às colisões inelásticas entre a partícula carregada e os elétrons do meio. Essa parte da equação é proporcional a β^2 (o quadrado do fator de Lorentz), e é geralmente pequena em comparação com a primeira parte da equação, exceto para partículas muito rápidas ou em meios densos.

A unidade de medida para o SP é representada pela razão entre energia e unidade de comprimento na Equação 2.1 é dada por erg/cm no CGS.

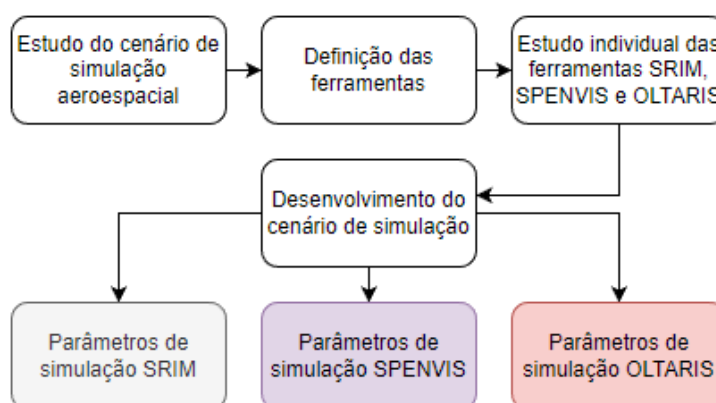
Os autores Naito et al. (2020), define por meio de uma tabela na Equação 2.3, onde o parâmetro SP do material é dado pela razão entre Z e A (Massa atômica do material absorvedor) multiplicado pela densidade do material ρ . Somente a razão entre Z e A reflete no valor equivalente a $\sim 0,5$ para muitos elementos conhecidos, exceto para o hidrogênio que possui valor igual a 1. Sendo assim, o parâmetro SP apresentado na Equação 2.3 quando elevado, o material é considerado adequado para compor a blindagem contra radiação em ambiente espacial.

$$SP = \frac{Z}{A} \rho \quad (2.3)$$

3 METODOLOGIA E MATERIAIS

O processo que norteou o estudo é definido pelo diagrama apresentado na Figura 3.1, que mostra o processo metodológico abordado para este estudo. No setor aeroespacial, existem vários simuladores de radiação utilizados para modelar e prever os efeitos da radiação em missões espaciais. Alguns dos principais simuladores incluem: SPENVIS (Space Environment Information System), HZETRN (High charge (Z) and Energy Transport), MULASSIS (Multi-Layered Shielding Simulation Software), NOVICE, OLTARIS (On-Line Tool for the Assessment of Radiation In Space), e SRIM (The Stopping and Range of Ions in Matter). No entanto, este estudo se concentra no uso dos simuladores desenvolvidos e disponibilizados para a comunidade científica pelas principais agências espaciais, a Agência Espacial Europeia (ESA) e a Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (NASA).

Figura 3.1 – Abordagem metodológica geral.



Fonte: Produção do autor.

As ferramentas escolhidas para realizar as simulações foram, especificamente, SPENVIS, OLTARIS e SRIM. O SRIM foi selecionado devido à sua capacidade de aferir o potencial de penetração da partícula. Por outro lado, OLTARIS e SPENVIS foram escolhidos por sua habilidade de simular o cenário completo e calcular a dose de radiação que seria absorvida pela missão.

3.1 Seleção de materiais para compor a Blindagem

Quando se trata de escolher os materiais para um projeto, é importante considerar vários requisitos de aceitação, como a vida útil esperada do dispositivo, a resistência do material à tensão, sua capacidade de conduzir eletricidade e sua capacidade de suportar radiações ionizantes, entre outros. Os materiais disponíveis podem ser classificados em quatro categorias principais, sendo metais, cerâmicos, polímeros e compósitos - que são compostas por uma variedade de combinações, mas que são limitadas em número. (CALLISTER; RETHWISCH, 2018).

Em engenharia de materiais o material que será aplicado pode ser avaliado pelo desempenho das propriedades mecânicas, estrutura cristalina, microdureza, macrodureza e considerando tensões suportadas, corrosão, temperatura, radiação e vibração. Cada uma das propriedades irá atender as condições de operação, função e custo de um projeto (Figura 3.2) (SHAKELFORD, 1996).

Figura 3.2– Diagrama de propriedades dos materiais.



Fonte: Produção do autor.

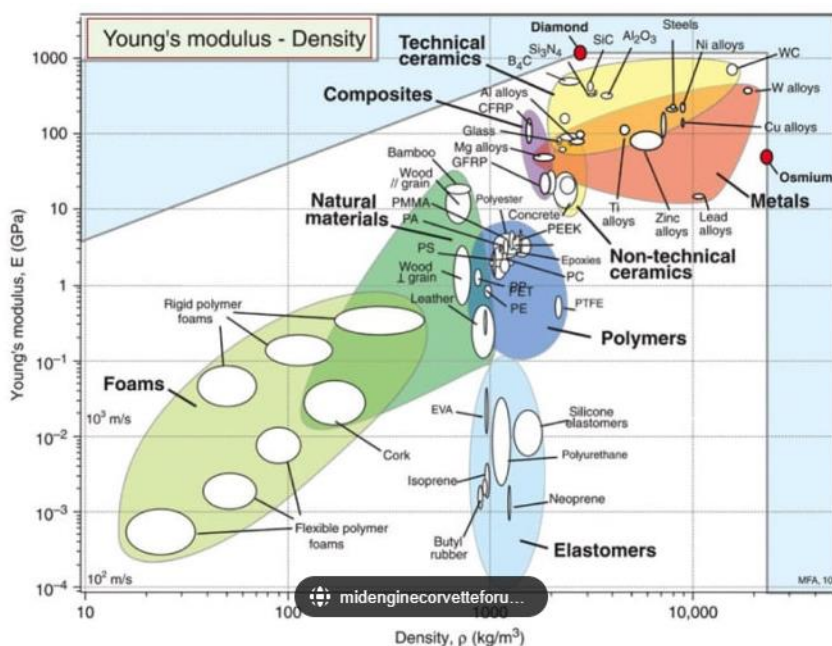
3.1.1 Diagrama de Ashby

O Diagrama de Ashby contribui para a seleção de diversos materiais em inúmeras aplicações, porém dada a natureza deste estudo será focada em materiais metálicos. Considerando que o diagrama mostra a relação entre o módulo de elasticidade (Módulo de Young) e a densidade em escala logarítmica. Para uso do diagrama de Ashby é necessário seguir determinada lógica que se divide em quatro etapas, sendo a primeira direcionada a 1-) traduzir os requisitos dos projetos em uma especificação de material, 2-) Excluir os Materiais que falham nas restrições, 3-)

Classificar por capacidade de atender aos objetivos (Aqui é necessário usar índices apropriados) e 4-) Procurar informações que sustentem os materiais promissores a serem usados (SHAKELFORD, 1996; ASHBY; JOHNSON, 2013).

Com base nos itens listados anteriormente, para aplicar o diagrama de Ashby à radiação espacial, é necessário primeiro identificar as propriedades relevantes para esse ambiente. Algumas das propriedades importantes a serem consideradas são a resistência à radiação ionizante, a estabilidade térmica, a resistência à abrasão, a condutividade elétrica e a densidade. Na sequência, é possível utilizar o diagrama de Ashby para selecionar os materiais adequados para cada aplicação específica. É importante lembrar que o diagrama de Ashby não é uma ferramenta de seleção de materiais por si só e deve ser usado em conjunto com outros fatores relevantes, como o custo e a disponibilidade do material (Figura 3.3).

Figura 3.3 – Diagrama de Ashby dos materiais (modelo).



Fonte: CesEduPack (2019).

3.2 Definição dos requisitos mínimos de missão

Para definir os materiais que compõem a blindagem do satélite foi necessário atender aos requisitos mínimos de órbita da missão. Logo a Tabela 3.1 reflete os

requisitos mínimos de uma missão fictícia, construídos exatamente para que este estudo fosse possível.

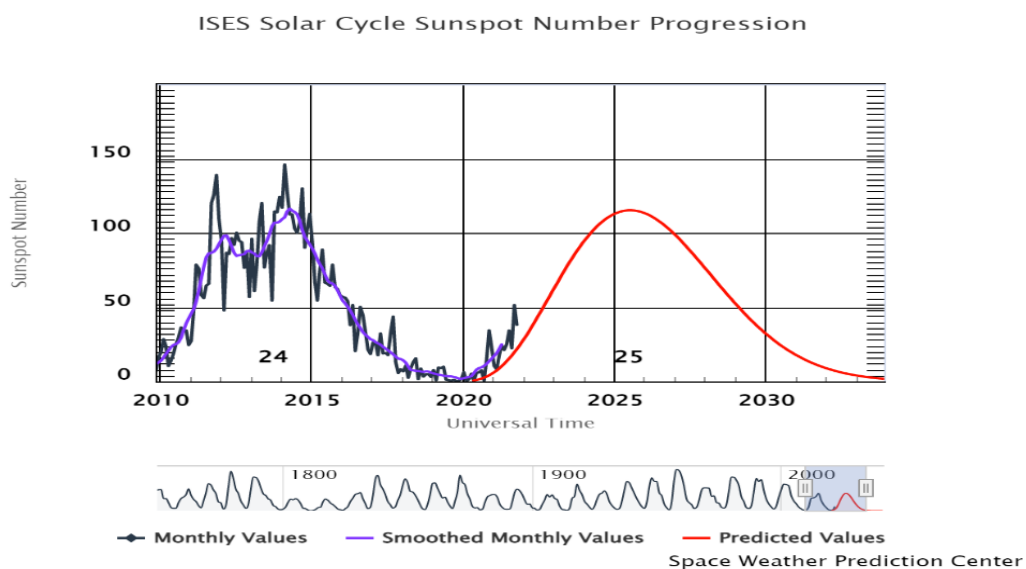
Tabela 3.1 – Requisitos de desempenho para seleção do material.

Tipo	Requisitos	Tipo de verificação
Orbital	O satélite deverá orbitar o planeta terra com orbita circular, 650 km de altitude e inclinação de 51,64°	Simulação
Radiação	Número de manchas solares presentes na superfície do Sol entre os períodos de 2013 a 2015 deve ser maior que 130 e menor que 150 no ciclo solar 24.	Simulação
Tempo de duração	A missão deverá ter como tempo de duração 2 anos.	Simulação

Fonte: Produção do autor.

Para que o material seja devidamente escolhido e simulado com os parâmetros de órbita corretos, optou-se por maximizar a dose de radiação a qual a blindagem deve receber. Embora o campo magnético da terra suporte grande parte das partículas dentro da distância de 36000 km (Quanto maior é a altura da inserção orbital maior será o contato com partículas altamente energizadas), o atual estudo destacou um período de simulação com atividade solar máxima para eventos *Sunspot number* (*Sunspot number*: é uma medida da atividade solar que quantifica o número de manchas solares presentes na superfície do Sol em um determinado momento. Este parâmetro é calculado com base em observações diárias da aparência e tamanho das manchas solares feitas por observatórios em todo o mundo) entre 130 e 150 entre os períodos de 2013 à 2015, tempo esse de duração da missão igual a 2 anos para ciclo solar 24 (Figura 3.4).

Figura 3.4 – Ciclo solar ISES Sunspot Number Progression.



Fonte: *Solar CycleProgression* (2022).

3.2.1 Características dos materiais

Os materiais abordados no presente estudo são classificados como metais. Sendo eles: Alumínio (Al), Tântalo (Ta), Titânio (Ti), Tungstênio (W) e Magnésio (Mg) (Tabela 3.2).

Tabela 3.2 – Estrutura dos átomos.

Material	Z	u.m.a.	Densidade (g/cm ³) – espessura da camada 1mm
Alumínio (Al)	13	26,98	2,7
Tântalo (Ta)	73	180,95	16,6
Titânio (Ti)	22	47,9	4,5
Tungstênio (W)	74	183,85	19,35
Magnésio (Mg)	12	24,3	1,73

Fonte: Produção do autor.

Suas aplicações são diversas em indústrias como automobilística, naval, espacial e aeronáutica. Estes materiais são conhecidos por capacidade dúctil (capacidade de deformação apresentada por um material mediante a tensão aplicada) e tenacidade

(capacidade de um material receber energia e deformar sem que haja rompimento da estrutura), em outras palavras, estes materiais possuem capacidade de deformar com o impacto e a absorção de energia. Esses materiais possuem estrutura cristalina do tipo CFC (Cúbica de Face Centrada) e HC (Hexagonal Compacta).

A Tabela 3.3 mostra exatamente a concentração dos materiais que compõem a liga e o percentual de impurezas que estas recebem durante a sua formação. Estas impurezas têm por objetivo: 1-) melhorar a resistência mecânica, 2-) alterar as propriedades elétricas, 3-) Ajustar a temperatura de fusão, 4-) reduzir a ação de agentes corrosivos e 5-) custos. No entanto, é importante notar que adicionar impurezas em excesso pode ter efeitos negativos na qualidade do material metálico, podendo torná-lo menos resistente. Por isso, é crucial encontrar o equilíbrio certo entre adicionar impurezas e manter a qualidade do metal.

Tabela 3.3 – Composição das Ligas metálicas.

Material	Tipo	Composição (%)	Impurezas (%)
Alumínio (Al) 7075	Liga	Al 87-91 / Zn5.1-6.1 / Mg2.1-2.9 / Cu1.2-2 / Cr0.18-0.28	Fe<0.5 / Si<0.4 / Mn<0.3 / Ti<0.2
Tântalo (Ta) Comercial	Puro	Ta 99.7-100	Nb<0.1 / W <0.05 / Mo<0.02 / O <0.015
Titânio (Ti) Comercial	Liga	Ti91-89 / Al7.5-8.5 / Mo0.75-1.2 / V0.75-1.2	Fe<0.3 / C<0.08 / N<0.05
Tungstênio (W) Comercial	Puro	W 99.9-100	
Magnésio (Mg) AZ31B	Liga	Mg94-97 / Al2.5-3.5 / Zn0.6-1.4 / Mn0.2-1	Si<0.1 / Cu<0.05 / Ca<0.04 / Fe<0.005 / Ni<0.005

Fonte: CesEduPack (2019).

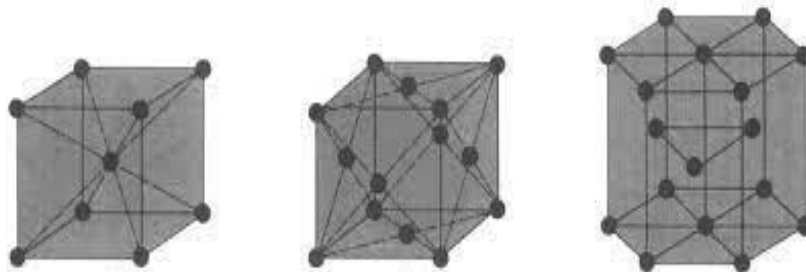
3.2.1.1 Estrutura cristalina como fator de atenuação

A estrutura cristalina do material interfere na atenuação da energia da partícula. Logo, materiais com estrutura cristalina CCC (Cúbica de Corpo Centrado) possuem uma menor densidade de átomos por unidade de volume, o que pode resultar em

uma menor atenuação de partículas radioativas em comparação com materiais que possuem estrutura cristalina CFC (Cúbica de Face Centrada) ou HC (Hexagonal Compacta). Por outro lado, os materiais com estrutura cristalina CFC ou HC têm uma maior densidade de átomos por unidade de volume, o que pode resultar em uma maior capacidade de atenuação de partículas radioativas. Além de que, a composição química do material também pode influenciar na sua capacidade de atenuar partículas.

A estrutura cristalina CFC é definida pela formação de $\frac{1}{4}$ de átomo em cada vértice do cubo e $\frac{1}{2}$ átomo centralizado sob cada face claramente demonstrada pela Figura 3.5 na posição central. Porém nem toda estrutura cristalina tem a forma geométrica de um cubo, se observarmos a estrutura Hexagonal compacta é possível observar em sua composição $\frac{1}{6}$ de átomo em cada vértice superior e inferior, $\frac{1}{2}$ átomo no centro do vértice superior e inferior, 3 átomos inteiros no plano médio entre a interface superior e inferior da estrutura.

Figura 3.5 – Estrutura cristalina para CCC, CFC e HC.

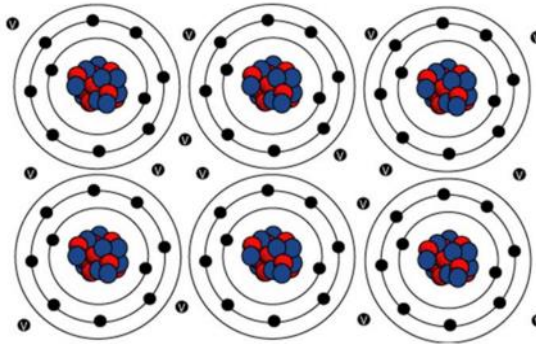


Fonte: Callister e Rethwisch (2018).

Uma característica intrínseca de estruturas metálicas se dá pelas ligações de um a três elétrons na camada de valência. Estes elétrons não estão propriamente ligados a nenhum outro átomo da estrutura, mas livres para que possam se mover ao longo de todo o corpo do material, este movimento dos elétrons formam uma nuvem de elétrons no material. Em contrapartida os elétrons constituintes das demais camadas permanecem junto ao núcleo atômico formando o Núcleo Iônico. A estrutura do Núcleo Iônico possui energia positiva igual ao total existente na carga total de elétrons de valência por átomos. Estes elétrons livres percorrem o material e atuam como conectores que mantêm o núcleo iônico unido, esta ligação tem como

característica ser fraca ou forte, quanto maior a quantidade de elétrons livres pelo material maior será sua condutividade térmica e elétrica (Figura 3.6).

Figura 3.6 – Modelo de ligação metálica.



Formação de nuvem de Elétrons pelos elétrons livres da camada de Valencia

Fonte: MaxEdu (2022)

Em metais, os átomos são mantidos unidos por uma ligação metálica forte, na qual os átomos compartilham elétrons em uma estrutura de rede cristalina. Em materiais cerâmicos, a ligação iônica é forte, resultante da atração eletrostática entre íons com cargas opostas. Embora as ligações metálicas sejam predominantemente do tipo forte, um exemplo de interação fraca em materiais metálicos é a interação de Van der Waals, que ocorre entre átomos ou moléculas que têm momentos de dipolo permanente ou induzido, por conta da quantidade de elétrons livres em materiais metálicos.

3.3 Materiais usados em Blindagem na área espacial

Na busca pelo aperfeiçoamento de blindagem, materiais são constantemente testados e analisados para compor partes e estruturas de equipamentos espaciais. As classes de materiais metálicos, polímeros e cerâmicos possuem aplicações específicas para determinadas regiões da aeronave ou satélite. Um forte exemplo de aplicação de cerâmicos (embora este não seja abordado neste estudo) em regiões externas, onde há extrema concentração de calor quando a espaçonave está em manobra de reentrada em direção a região de aterragem (Figura 3.7(a) e Figura 3.7(b)). A composição do escudo de calor é um demonstrativo da aplicação externa no orbitador já aposentado da NASA, também conhecido como Ônibus Espacial, e atualmente o Starship da SpaceX (em fase de desenvolvimento e teste).

A aplicação de cerâmica não é efetiva apenas contra altas temperaturas, a blindagem composta por cerâmica acaba blindando parte da radiação existente no ambiente espacial, tendo em vista que essa está alocada de modo que o material fixador e as placas formam um sanduíche juntamente com o componente metálico da carcaça, como destacado na Figura 3.7(a) ônibus espacial NASA STF-133 Fev, 2011 (Aposentado), e (b) Starship da SpaceX, as fitas adesivas sob as placas de cerâmica indicam defeitos.

Figura 3.7 – Blindagem contra altas temperaturas.



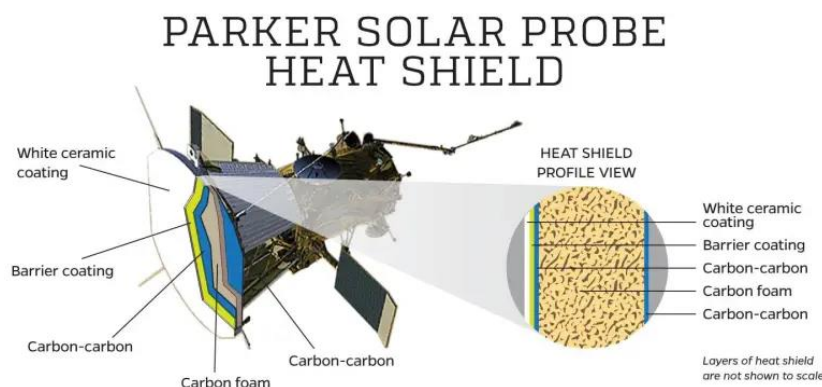
Fonte: (a) Wikimedia (2022) e (b) Nasa Space Flight (2022).

Em contrapartida, o uso puro de materiais metálicos não é indicado para contato direto com altas temperaturas, pois ainda que este possua ponto de fusão elevado a sua dissipação térmica pode comprometer os demais equipamentos que se busca proteger. Para minimizar deficiências estruturais e físicas existe a opção de combinar materiais metálicos, cerâmicos e polímeros. Materiais cerâmicos são conhecidos por suportar altas temperaturas, mas quando exposto a vibração pode vir a romper de forma prematura devido a sua característica frágil. A combinação destes materiais pode potencializar características físicas de absorção da radiação, suportar vibrações e reduzir o peso final da estrutura.

A aplicação de materiais metálicos, além da atenuação da radiação presente em ambiente espacial, também pode proteger contra impactos de Debris ou assim também conhecidos como lixo espacial, quando na superfície externa, ainda que mínimas as chances de frear grandes estruturas.

Um exemplo de missão que teve a combinação de materiais bem-sucedida é a missão *Parker Solar Probe*, lançada pela NASA no ano de 2010. Esta possui uma blindagem composta, desenvolvida para suportar temperaturas elevadas. Sua estrutura é composta por carbono que pode suportar aproximadamente 1.377 °C. Em termos de peso estrutural, é extremamente leve quando comparada a estruturas compostas somente por materiais cerâmicos ou metálicos. A composição desta blindagem deriva da combinação precisa de uma camada de cerâmica branca conhecida como Alumina (Al_2O_3 , temperatura de fusão: 2.022°C, massa específica: 3,95 g/cm³) responsável por refletir a luz. Entre a alumina e o material Esponjoso (Carbono) se encontra uma camada de Tungstênio (W, temperatura de fusão: 3.422°C, Massa específica: 19,3g/cm³) para impedir que ocorra reação entre os dois materiais (Carbono e Al_2O_3) e duas camadas de carbono-carbono para reforçar a estrutura (Figura 3.8). A estrutura de Carbono proporciona maior leveza para a estrutura, dado que, apenas um material que compoinha a estrutura em 100% seja por metal ou cerâmico, pode inviabilizar a missão pelo alto peso molecular da estrutura, além de outras propriedades físicas destes materiais como a tenacidade e módulo de Young, podem pôr em risco a missão antes mesmo de atingir o seu objetivo.

Figura 3.8 – Blindagem da missão Parker Solar Probe.



Fonte: Greg Stanley/Universidade Johns Hopkins (2023).

De modo a minimizar os efeitos do ganho de massa pela inserção de equipamentos no satélite, sua estrutura normalmente é composta por liga metálica com base em alumínio aeronáutico 7075. Esta abordagem se dá pelo fato de que a estrutura

principal sofre forças relacionadas à vibração durante a fase de lançamento, além de possuir massa específica inferior aos demais materiais. O Alumínio (Al) atende as necessidades de baixa massa, além de dureza 150 a 180 H (Rockwell), resistência a corrosão e resistência mecânica elevada, e com facilidade de ser trabalhado, embora o Ta não seja aplicado diretamente na blindagem da missão, alguns capacitores de tantalita foram utilizados na construção de componentes eletrônicos da missão Parker Solar Probe. Esses capacitores foram escolhidos por sua alta capacidade de armazenamento de carga elétrica e capacidade de resistir a altas temperaturas.

3.4 Estrutura da blindagem

Alguns dos materiais que são usados comumente na blindagem de satélites incluem:

- Alumínio: é um material leve e resistente que é amplamente utilizado na construção de satélites e em suas blindagens.
- Berílio (Não abordado neste estudo): é um material altamente resistente à radiação e à corrosão, tornando-se uma escolha popular para componentes críticos em satélites e na blindagem.
- Titânio: é outro material que é conhecido por sua resistência e leveza. É frequentemente usado em aplicações de blindagem de satélite, especialmente para componentes que precisam suportar altas temperaturas.
- Tântalo: o Tântalo é um dos metais mais densos, o que o torna especialmente eficaz na absorção de partículas de alta energia. Quando as partículas de radiação colidem com a estrutura de Tântalo, elas perdem energia, o que ajuda a proteger os componentes eletrônicos do satélite.
- Tungstênio: é um metal pesado que é usado em algumas aplicações de blindagem de satélites. Ele é capaz de absorver a radiação e é altamente resistente à corrosão.
- Polímeros reforçados com fibras: são materiais compostos feitos de uma matriz polimérica reforçada com fibras. Esses materiais são resistentes e leves e são usados em algumas aplicações de blindagem de satélites.
- Cerâmicas: são materiais que são altamente resistentes à compressão e tração, além de serem capazes de absorver a energia de impactos. Elas são usadas em algumas aplicações de blindagem de satélite.

A estrutura da blindagem adotada para o presente estudo é composta por um misto de camadas de até 3 mm de espessura com uma geometria plana para o software SRIM, e para o OLTARES e SPENVIS uma geometria esférica. As camadas da blindagem foram subdivididas em 1mm e 2mm, onde o Alumínio (Al) está alocado internamente com espessura de 2 mm e para 1 mm os demais materiais.

3.5 Cálculo do *Stopping Power*

Para aferir o SP de cada material selecionado no presente estudo foi adotado a Equação 2.3 apresentado no Tópico 2.7 e como efeito de comparação foi utilizado a Equação 2.2. Uma vez que para a Equação 2.2 foi considerado os parâmetros de espessura de blindagem igual a 1mm e partícula de prótons com energia igual a 60 MeV.

3.6 Ferramentas de simulação: explorando cenários

A tarefa consistiu em utilizar três ferramentas distintas para simular o mesmo cenário, com o objetivo de comparar seus resultados. Entretanto, foi observado que a metodologia de simulação do software SRIM difere das demais, impedindo que se pudesse simular o cenário completo. Em contrapartida, as ferramentas OLTARIS e SPENVIS tiveram cenários espelhados a fim de minimizar divergências nas comparações dos dados de radiação TID. Também foi adotado cenário extremo de radiação para ambas as ferramentas.

3.6.1 SRIM (*Stopping and Range of Ions in Matter*)

O SRIM é um software desenvolvido para realizar estudos sobre a colisão de partículas, assumindo que um íon em movimento entra em contato com átomos estáveis. Esse sistema é capaz de calcular o alcance do íon até 2GeV/u.m.a. (Giga elétrons volts por unidade atômica de massa). O cálculo realizado pela ferramenta é eficaz, uma vez que utiliza um algoritmo estatístico que permite aos íons realizar saltos entre as colisões, e em seguida calcula a média dos resultados gerados pelas colisões (SRIM, 2022).

A ferramenta SRIM é usada principalmente para calcular a energia e a trajetória de íons que atravessam materiais, bem como para prever a estrutura da superfície após a implantação iônica. Algumas aplicações específicas do SRIM incluem:

- Implantação iônica em materiais semicondutores para produzir camada de dopagem ou criar estrutura em escala nanométrica;
- Modelagem de danos em materiais expostos à radiação ionizante;
- Análise de danos em dispositivos eletrônicos causados por íons.

Com o software SRIM, o processo de simulação é relativamente simples e pode ser realizado em poucos passos (Figura 3.9). Primeiramente, é necessário definir as camadas que compõem o material alvo e suas respectivas posições em relação ao ponto de contato inicial do íon. Em seguida, é possível indicar os parâmetros essenciais para a simulação, tais como a quantidade de íons incidentes, o tipo de íon, o ângulo de inserção e a energia inicial.

Figura 3.9 – Processo de simulação SRIM/TRIM.



Fonte: Produção do autor.

3.6.2 TRIM (*Transport of Ions in Matter*)

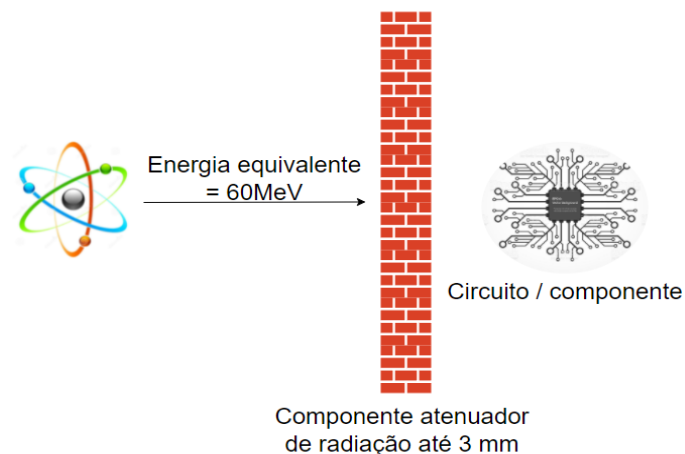
O TRIM, é um subsistema do SRIM, esse tem por características a simulação em estruturas compostas de até 8 (oito) camadas com materiais distintos. Especificamente, o TRIM pode ser utilizado para calcular a trajetória de íons dentro de um material, bem como para prever os efeitos que esses íons podem causar, tais como a produção de defeitos cristalinos, a geração de vacâncias ou lacunas na estrutura do material (SRIM, 2022).

3.6.2.1 Identificação dos ÍONS

O simulador TRIM aceita até 10.000.000 keV/u.m.a. e para energias acima de 1.000 keV/u.m.a., não inclui nenhuma perda de energia nas reações entre os núcleos, de modo a não apresentar perdas por partes dos íons e perda de energia inelástica significativas, que não estão incluídas no cálculo do simulador. Para as simulações com as camadas de blindagem, foi adotado no presente estudo energia equivalente para os Íons de Hidrogênio(H) igual a 60 MeV (Figura 3.10). As camadas

construídas e simulados no SRIM obedeceram a sequência proposta: onde para camada primária os materiais compostos por Ti, Mg, Ta e W obedeceram a espessura de 1 mm e para a camada secundária composta por Al, espessura de 2 mm. Para fins de simular o contato da partícula incidente com componente eletrônico, também foi posicionado uma camada extra de até 3 mm de Si.

Figura 3.10 – Esquema de Simulação proposto.



Fonte: Produção do autor.

3.6.3 SPENVIS (ESA)

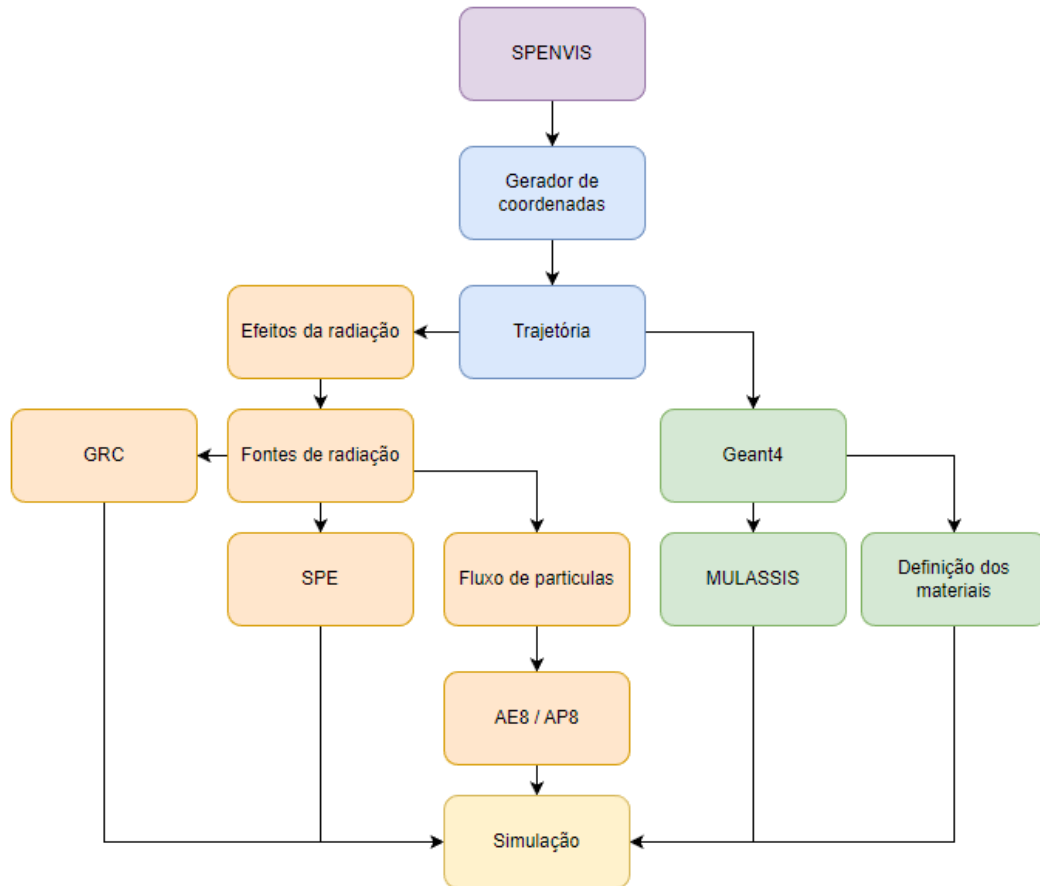
SPENVIS (*Space Environment Information System*) foi desenvolvido por um consórcio liderado pelo *Royal Belgian Institute for Space Aeronomy* para a Seção de Ambientes e Efeitos Espaciais da ESA (*European Space Agency*) através do seu Programa de Tecnologia de Apoio Geral. A ferramenta proporciona ao usuário capacidade de gerar trajetórias de espaçonaves, assim como: doses de radiação (ionizante e não-ionizante) em geometrias simples, análise Geant4 Monte Carlo para doses e taxas de radiação em blindagens de formato planar e ou esféricas, e profundidade e erosão em blindagem para oxigênio atômico (O_3) (SPENVIS, 2022).

O Software é usado para prever e analisar os efeitos de partículas carregadas, raios cósmicos, radiação solar e tempestades solares em sistemas espaciais, como satélites e astronautas. O SPENVIS também oferece ferramentas, como Geant4, para avaliar o desempenho de materiais e equipamentos espaciais em diferentes ambientes espaciais.

Deste modo, o presente estudo adotou como parâmetros de simulação a estrutura mostrada no fluxo da Figura 3.11, de modo que em fontes e efeitos da radiação foi definido o modelo de cálculo para partículas presas AE8 e AP8 com o setpoint de solar mínimo e solar máximo respectivamente. Para quantidade mínima de fluxo de massa ou de partículas necessária para que ocorra interação física ou químico no sistema, foi determinado para o parâmetro Threshold Flux (/cm²/s) o valor de 50 para AP8 e AE8 igual a 0,5(/cm²/s).

Em seguida foi realizada a simulação para prótons presos anisotrópicos (Região interna do Cinturão de Van Allen) com o modelo de Barhwar & Konradi (1990) MIN. Para atender os parâmetros de simulação e seguir com o fluxo, foram obtidos os valores de simulação para ao fluxo de partículas derivadas do sol, neste ponto foi usado modelo de CREME 86 (*Cosmic Ray Effects on Micro-Electronics* 1986) com composição de pior caso igual a 6-1 de modo que 6-1 indica que foi considerado uma órbita circular em torno da Terra com uma inclinação de 60 graus em relação ao equador (representado pelo número "6"), e que a altitude da órbita é de 1000 km (representado pelo número "1"), esses parâmetros são usados para determinar o fluxo de partículas carregadas que um componente eletrônico pode encontrar em uma determinada órbita. Para o apontamento da magnetosfera foi definido blindagem igual a "ON", em todas as direções, tempestade, método Smart and Shea (1967) com IGRF e momento de campo magnético usando o modelo de CREME 86, na sequência prótons presos anisotrópicos, sendo então configurado o modelo Sapphire (*total fluency*), tendo como apontamento Íons de Hidrogênio(H) e nível de confiança de 90%, para espectro de GCR (*Galactic Cosmic Ray*): modelo de CREME-86 e apenas raios cósmicos galácticos. A blindagem foi simulada nas duas versões do MULASSIS 1,23 e 1,27 de modo a entender possíveis diferenças nos dados obtidos.

Figura 3.11 – Processo de simulação SPENVIS.



Fonte: Produção do autor.

3.6.3.1 Geant4 - Simulador de Blindagem Multi-Camadas

O pacote de ferramentas que o Geant4 engloba: *Multi-Layered Shielding Simulation* (Mulassis), Análise de Microdosimetria (GEMAT), Análise de blindagem por setor, Magnetocosmics e definição de geometrias. O módulo de Multicamadas permite a análise da blindagem com resultados unidimensionais e fonte de partículas incidentes, de modo que é possível simular o transporte de radiação através de uma geometria, tratando interações eletrônicas e nucleares. Logo, os parâmetros de simulação para as camadas foi *Multi-Layered Shielding Simulation* (MULASSIS). A configuração da blindagem foi apresentada na Tabela 3.3, de modo que esta seguiu a mesma composição de blindagem usada na simulação com o SRIM. A geometria de teste foi uma esfera, com o fluxo de partículas igual a 1.000. Em incidência de partículas foi abordado somente prótons e interpolação igual a lei de potência. O tipo de análise realizado foi para TID com saída em Unidade de Rad (*Radiation Absorbed Dose*).

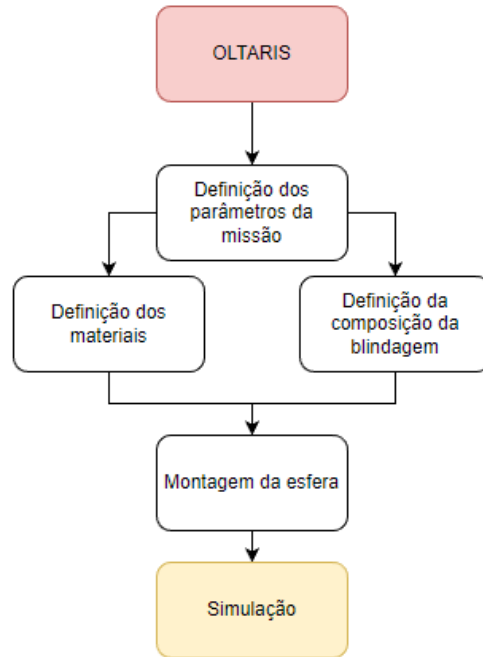
3.6.4 OLTARIS (NASA)

O OLTARIS (*Orbiting Low Frequency Transient Analyzing and Recording Satellite*) é uma ferramenta desenvolvida pela NASA e disponibilizada para uso aberto no formato WEB. A ferramenta é capaz de realizar simulação de órbita para equipamentos e entregar dados da radiação total absorvida, por um período especificado, ao usuário. Com os dados obtidos através da ferramenta, é possível avaliar os danos causados pela radiação espacial em componentes eletrônicos e roupas especificamente projetadas para o ambiente espacial. (OLTARIS, 2022).

O software usa modelos de transporte de partículas para prever a exposição à radiação em diferentes pontos da órbita da Terra e em diferentes missões espaciais. O programa fornece informações sobre a dose de radiação recebida e o risco associado à exposição à radiação.

Para efeito de simulação do presente estudo, buscou seguir o fluxo apresentado na Figura 3.12. O cenário adotado é o mesmo que para o SPENVIS, porém com um nível inferior de complexidade; o OLTARIS possui menos parâmetros de entrada em relação ao SPENVIS. Para GCR foi adotado o modelo de Badhwar-O'Neill (2020), o modelo de partículas presas foi usado somente no AP8 e para os materiais não houve mudança. Neste ponto, a ferramenta permite inserir a configuração dos materiais ou sua fórmula química, logo, para o atual estudo foi adotada a composição por elementos e densidade. Após a configuração e validação da composição dos materiais, foi construída a esfera usada na simulação de modo que esta viesse a respeitar a espessura inicial, apresentada no software SRIM, para cada camada constituinte das esferas.

Figura 3.12 – Processo de simulação OLTARIS.



Fonte: Produção do autor.

4 RESULTADOS

Seguindo os parâmetros de simulação adotados para os softwares OLTARIS e o SPENVIS, foram obtidos dados relacionados à Dose de radiação absorvida no componente eletrônico, fluência de partículas e a capacidade de frenagem. As quatro composições de blindagem foram submetidas a ambientes de simulação similares, onde se buscou ao máximo padronizar o mesmo ambiente de simulação dentro das ferramentas. Seguindo o padrão de composição das blindagens, composta por camada primária, secundária e material alvo, com espessura equivalente a 1mm/2mm/2mm, a Figura 4.1 (Seção 4.1) mostra a razão entre Z do material e o A, para cada constituinte da blindagem.

O parâmetro SP_1 de frenagem da partícula é obtido com base nos dados da Tabela 3.2 aplicando somente o fator de equivalência mencionado na Equação 2.3. Este nos permite avaliar quesitos relacionados ao poder de frenagem de cada composição submetida à simulação. Dos materiais listados o Magnésio é o que tem menor poder de frenagem em comparação com Ta e W.

O parâmetro SP_2 obtido por meio da Equação 2.2 e SP_3 para Software SRIM, demonstra para cada um dos materiais o potencial de parada de um íon de hidrogênio, porém os resultados para SP não podem ser comparados diretamente dado método de obtenção de cada uma delas.

Tabela 4.1 – Parâmetro SP por Material.

Blindagem	SP_1	SP_2	SP_3
Alumínio	1,3	2,34	2,44
Titânio	2,07	3,65	3,34
Tântalo	6,68	11,06	8,7
Tungstênio	7,79	12,85	10,24
Magnésio	0,82	1,54	1,61

Fonte: Produção do autor.

4.1 Dados da simulação SRIM/TRIM

A Tabela 4.2 apresenta os dados obtidos com a simulação no software SRIM. Os dados obtidos são pertinentes à ionização das camadas adotadas, sendo elas: Titânio, Magnésio, Tântalo e Tungstênio. Os resultados observados são respectivamente os informados nas colunas Ionização, *Stopping Power*, Vacâncias por íons e deslocamento por íons, dado que, os resultados da simulação são baseados na colisão de partículas primárias com intensidades de íon de H⁺ igual a 1000, com ângulo de penetração igual a 90°.

Os dados da Tabela 4.2 nos permitem avaliar a degradação para cada composição de blindagem simulada até 3 mm. Em resumo, não houve profundidade de parada para as composições de blindagem conforme mostrado na coluna de Range de proteção. Para um Range igual a 0, o resultado dá-se pelo alto nível de energia da partícula em relação a composição adotada para as blindagens testadas com espessura de 3mm. Dada a energia da partícula simulada, existe a probabilidade de falha dos componentes eletrônicos considerando que a partícula não terá a atenuação necessária de sua energia cinética com a blindagem proposta, ou seja, para frear uma partícula com o potencial energético de 60 MeV é necessário maior espessura da blindagem. As blindagens compostas por Ta e W foram as que obtiveram maior ionização da partícula, sendo 1,10 ev/Å - 1,22 ev/Å, Mg e Ti tiveram resultados 0,45 ev/Å – 0,36 ev/Å respectivamente inferiores.

A quantidade de Vacância por interação de Íons & estrutura molecular do material (Blindagem) foi igual a 99 [Vacâncias por íons] na estrutura composta por Ta/Al/Si e W/Al/Si. Ambas as camadas primárias Ta e W, possuem Z de 73 – 74 e densidade 16,69 g/cm³ – 19,25 g/cm³ respectivamente (Tabela 3.2). Quando comparadas as camadas compostas por Mg e Ti, é explícito que o fator Z elevado de cada material e sua densidade é um fator decisivo para que ocorra a frenagem da partícula. Porém a quantidade de vacâncias geradas pelo simulador resulta na hipótese do enfraquecimento da estrutura, mas dado às características metálicas do material os danos causados pela radiação ionizante resultam na mudança da propriedade mecânica, elétrica e óptica do material. Essas mudanças podem ser permanentes ou temporárias, dependendo da intensidade e duração da exposição à radiação. Quando a partícula interage com a estrutura molecular do material, esta é capaz de arrancar elétrons dos átomos, produzindo íons e radicais livres que podem causar

danos estruturais e funcionais ao material, também com efeito destas colisões, para cada elétron que é removido de seu respectivo átomo, ocorre a geração de raios-x. Ao observar a quantidade de dano por deslocamento presente na Tabela 4.2 dado o tempo de exposição da missão que é de 2 anos, estima-se que as blindagens compostas por Ta e W, possam vir apresentar dano causado pela exposição à radiação ionizante, tais como:

- Mudanças na microestrutura: a radiação ionizante causa mudanças na microestrutura do metal, como a formação de defeitos devido à colisão de partículas ionizantes com os átomos do material.
- Fragilização: a radiação ionizante fragiliza o metal, tornando-o mais quebradiço e reduzindo sua capacidade de deformação plástica.
- Corrosão: aumento da taxa de corrosão do metal devido à formação de radicais livres e íons que irão reagir com o metal e aumentar sua susceptibilidade à corrosão.
- Perda de propriedades mecânicas: causa diminuição nas propriedades mecânicas do metal, como a resistência à tração e a dureza, tornando-o mais suscetível à deformação plástica e ao desgaste.

Como resultado da atenuação da partícula incidente, a coluna de Range de proteção em ambas as blindagens adotadas, o valor foi de 0mm. Com efeito, a partícula incidente transpassou toda a blindagem, logo, a espessura total de 3 mm de blindagem não reflete em um range de proteção.

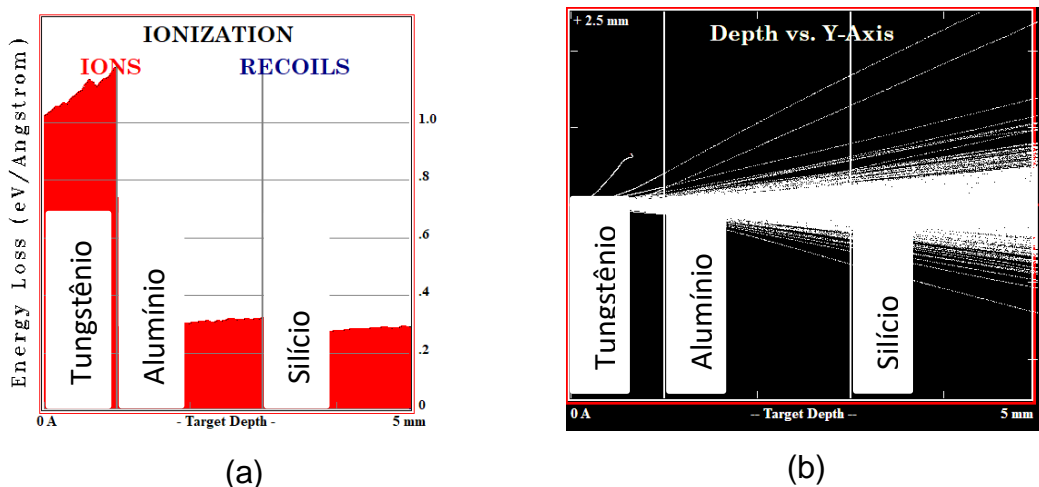
Tabela 4.2 – Resultado de simulação SRIM.

Blindagem	Ionização (eV/Å)	Range de proteção [mm]	Vacância por Íons	Deslocamento por Íons
Titânio	0,36	0	47	51
Tântalo	1,10	0	99	109
Tungstênio	1,22	0	99	112
Magnésio	0,45	0	51	54

Fonte: Produção do autor.

A Figura 4.1 representa a (a) Ionização da camada de W e a (b) Profundidade de penetração do Íon de Hidrogênio na composição W. Os resultados obtidos para a blindagem constituída por W (Figura 4.1 (a)) mostra ionização da camada primaria, de modo que a partícula incidente deposita energia na camada de W, o mesmo ocorre para a camada de Si, sendo a energia transferida igual a 0,25 eV/Å para a camada de Si e W igual 283,14 eV. O Valor de energia transferida da partícula incidente na blindagem pode ser obtida através do produto entre a quantidade de vacância ocasionadas pela partícula incidente [Vacância/Ion] e o fator 2,86 eV/Vacância dado pelo Software SRIM. A Figura 4.1(b) mostra a penetração do íon na blindagem. Logo é possível identificar dispersão do íon em ângulos de 45°. O ângulo de 45° mostrado na Figura 4.1(b) está relacionado à colisão com as moléculas que compõem a blindagem, como representado na Figura 2.2 do Capítulo 2.3.8, pag. 26.

Figura 4.1 – Ionização da blindagem composta por Tungstênio.

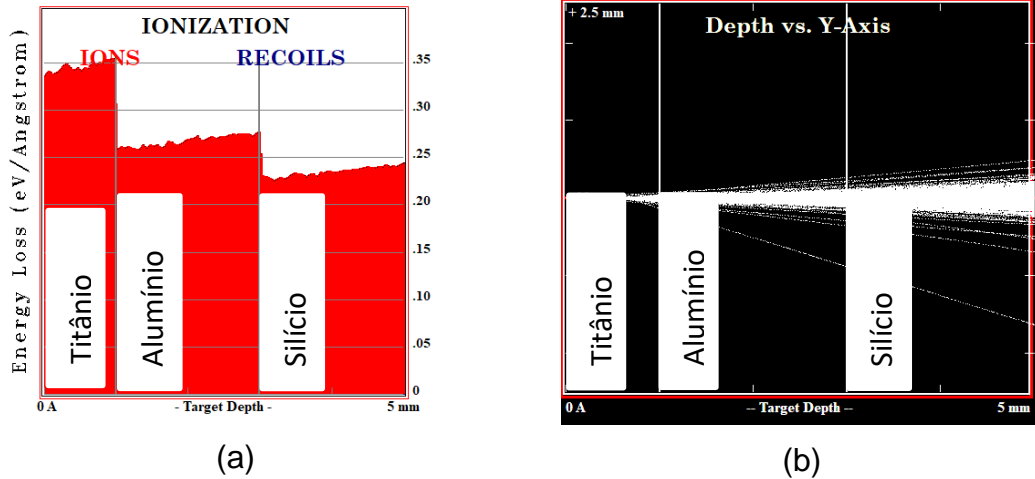


Fonte: Produção do autor.

A blindagem composta por Titânio teve ionização da camada primária de 0,36 eV/Å e para as demais estruturas Al e Si, 0,27 eV/Å e 0,24 eV/Å respectivamente (Figura 4.2a). De modo que a Figura 4.2b mostra pouca interação da partícula com a estrutura molecular da blindagem (Estrutura composta por Magnésio). Em resumo, a partícula transpassa a estrutura de Ti e a de Mg, que por sua vez não oferece grandes interações entre partícula e blindagem. Esta baixa interação está vinculada ao baixo fator Z e densidade de ambas as blindagens. A baixa densidade destas

blindagens permite-as absorver radiação do tipo alfa e beta. Porém, para raio-x e raios gamas, o Ti e o Mg tem baixa eficiência quando comparado aos materiais W e Ta.

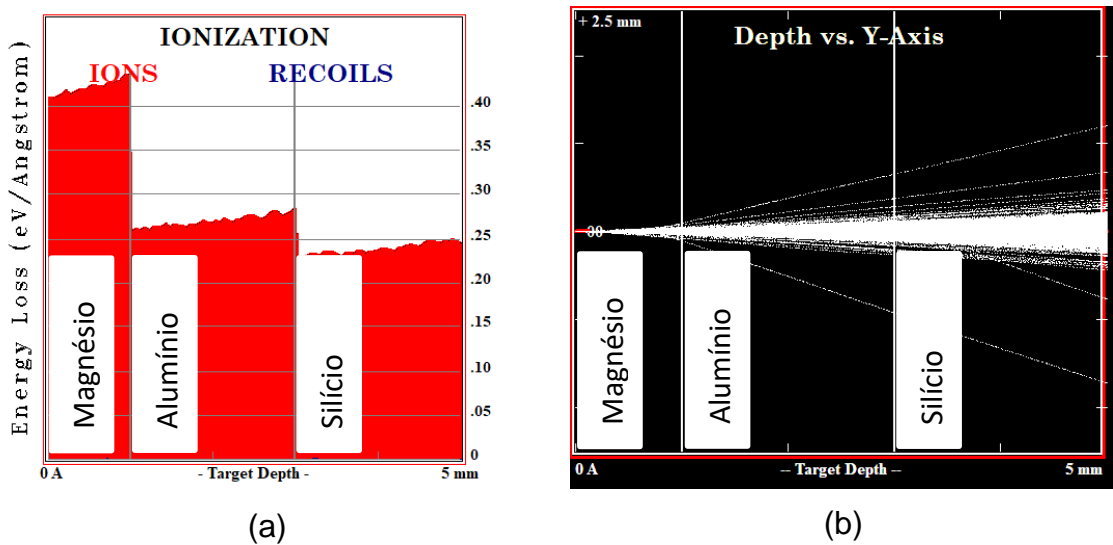
Figura 4.2 – Ionização da blindagem composta por Titânio.



Fonte: Produção do autor.

Para a blindagem composta por Magnésio, foi observado ionização de 0,46 eV/Å e para Al e Si, ionização igual a 0,27 eV/Å e 0,25 eV/Å. Os resultados mostrados na Figura 4.3b, não possuem variações significativas quando comparados a Figura 4.2b.

Figura 4.3 – Ionização da blindagem composta por Magnésio.

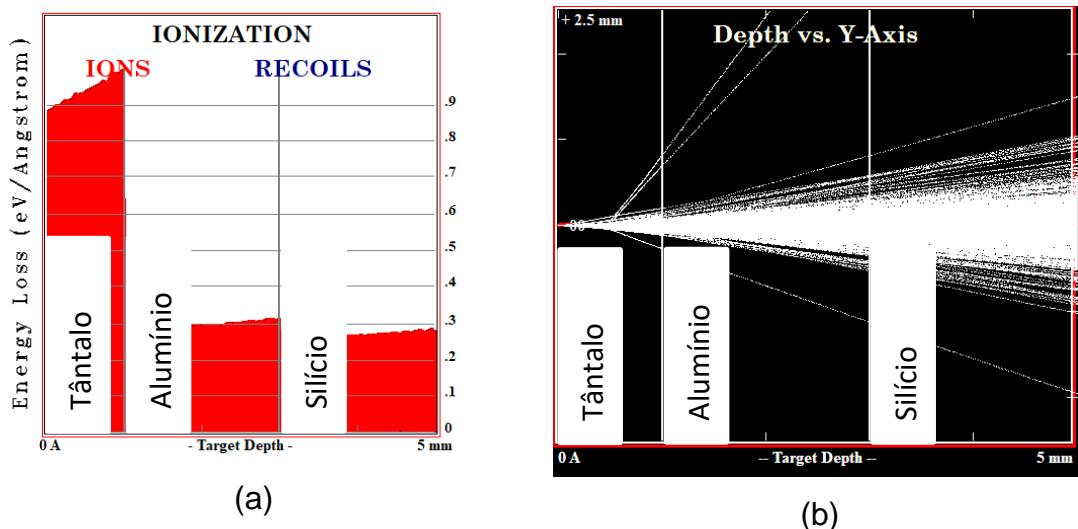


Fonte: Produção do autor.

A Figura 4.4 reflete os resultados obtidos com a simulação em uma blindagem composta por Tântalo. A ionização da camada de Ta foi de 1,0 eV/Å, enquanto as camadas de Al e Si demonstraram ionização de 0,31 eV/Å e 0,29 eV/Å respectivamente. A Figura 4.4b, demonstra redirecionamento da partícula com ângulo de 45° dentro de 1mm de espessura, promovendo maior área de contato com o material Si.

Embora o tântalo seja um metal de transição com propriedades únicas, como alta resistência à corrosão e estabilidade química, o que o torna um material atraente para aplicações em ambientes hostis, a interação do tântalo com hidrogênio pode causar fragilização e perda de ductilidade, afetando sua durabilidade e desempenho mecânico (LYNCH, 1988; LOUTHAN, 2008). Embora possa apresentar fragilidade pela interação com íon de hidrogênio, a Figura 4.4a, quando em comparação direta com o alumínio, apresenta uma boa absorção de energia juntamente com o W (Figura 4.1a). Ambos os materiais possuem o parâmetro SP elevado, o que os tornam bons materiais na absorção da energia da partícula, além disso, o tântalo é capaz de absorver radiação de alta energia, como raios-X e raios gama, devido à sua elevada seção transversal de absorção, sendo a seção transversal de um material a probabilidade de uma partícula interagir com os átomos e elétrons do material absorvedor.

Figura 4.4 – Ionização da blindagem composta por Tântalo.



Fonte: Produção do autor.

Para realizar a parada completa do íon de hidrogênio com energia de 60 MeV é necessária uma camada de blindagem com espessura equivalente a exibida na Tabela 4.3. À medida que ocorre interação entre o íon de H e o material alvo, o íon sofre interações coulombianas. De modo que o termo dE/dx (e) representa as interações elétricas que são responsáveis por causar excitação e ionização nos elétrons atômicos. Para os Materiais Ta e W os dados de simulações obtidos foram respectivamente 8,7 [MeV/mm] e 10,24 [MeV/mm] com range de proteção 3,91[mm] para TA e 3,36 [mm] para W. Os materiais Al e Ti acabam obtendo valores medianos como demonstrado na Tabela 4.3. Em relação ao Mg, este possui o potencial de absorção muito baixo para aplicação de blindagem dado que o range de absorção do Mg é inferior aos demais dado que o presente estudo busca otimizar a blindagem e entregar espessura menor, porém com ganhos de absorção elevado.

Por outro lado, o termo dE/dx (n) é especificamente voltado a interações nucleares. Para materiais com densidade elevada, as interações nucleares são maiores e a longo prazo podem levar a estrutura cristalina do material a colapsar e por consequência alterar a resistência mecânica e diminuir a vida útil dos componentes. Neste ponto o Magnésio leva vantagem, porém o objetivo é frear a partícula e reduzir os riscos à saúde dos componentes.

Em relação ao range obtido para Ti e Al, o valor aproximado para ambos está relacionado a densidade, do mesmo modo que para Ta e W.

Para os resultados obtidos na Tabela 4.1 em comparação a Tabela 4.3, a diferença de valores para SP está relacionada a capacidade do software SRIM em usar dados de experimentos de espalhamento de íons, medidas de perda de energia, cálculos teóricos que envolvem a aplicação de modelos teóricos para a interação de íons com a matéria, como o modelo de Born-Bethe, o modelo de Bethe-Bloch.

Tabela 4.3 – Estimativa necessária para frear um íon de H.

Camada	dE/dx (e) [MeV/mm]	dE/dx (n) [MeV/mm]	Range de proteção [mm]
Alumínio	2,44	9,81x10 ⁻⁴	13,76
Titânio	3,34	1,29x10 ⁻³	10,13
Tântalo	8,7	3,20x10 ⁻³	3,91
Tungstênio	10,24	3,71x10 ⁻³	3,36
Magnésio	1,61	6,59x10 ⁻⁴	20,89

Fonte: Produção do autor.

4.2 Dados da simulação SPENVIS

Para o cenário de estudo de simulação adotado na presente pesquisa, cujas blindagens foram estudadas no simulador SPENVIS, a Tabela 4.4 mostra os valores relacionados à TID. No processo de simulação os Materiais usados foram exatamente os propostos pelo Software onde estes possuem os validação pelo NIST (*National Institute of Standards and Technology*).

O dado de simulação obtido com a blindagem composta por tântalo foi de 38,10 rad, sendo esta quantidade de radiação absorvida pelo componente eletrônico durante o período de 2(dois) anos de missão para o ano solar 24 entre as datas de 2013 e 2015 conforme demonstrado na Figura 3.4. Para a blindagem composta por Tungstênio o valor foi de 46,90 rad. Para Titânio e Magnésio 588,57 rad – 897,13 rad respectivamente.

O uso de modelos no software SPENVIS para prever a fluência de partículas solares com base em dados observacionais e teóricos pode não ser capaz de prever a fluência com precisão e, portanto, pode retornar valor igual a zero. Além de ser possível encontrar períodos em que a atividade solar é baixa, portanto, a fluência de partículas solares é menor. Com resultado destes fatores é possível obter valores de prótons solar próximos ou iguais a zero (Tabela 4.4).

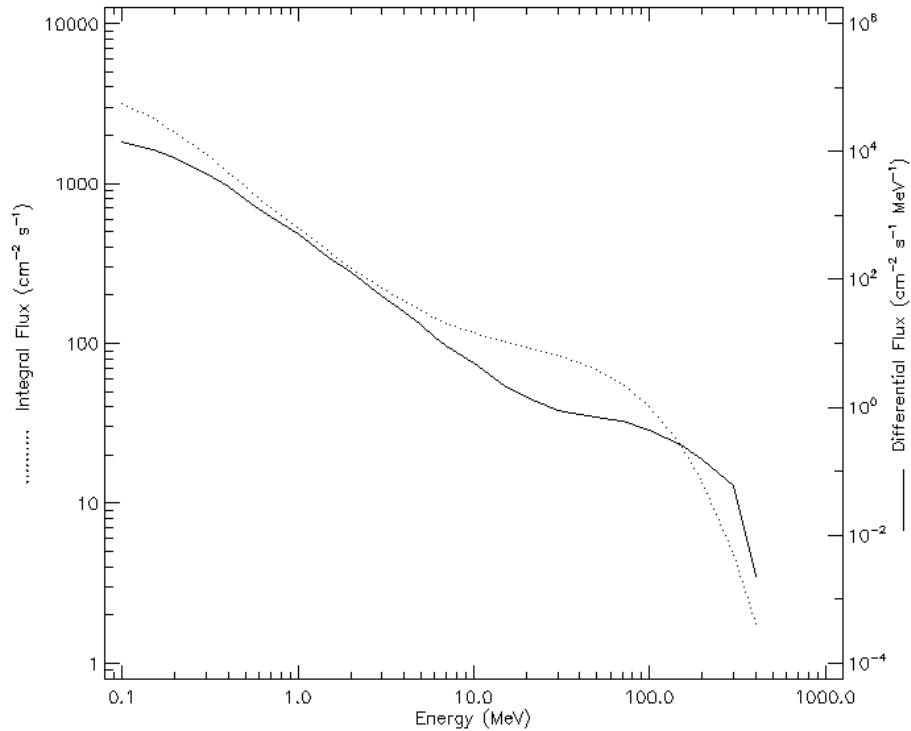
Tabela 4.4 – Dose de radiação absorvida no Si.

Blindagem	Total missão [rad]	Prótons presos [rad]	Prótons solar [rad]	GCR [rad]
Titânio	588,57	584,30	0	4,27
Tântalo	38,10	37,55	0	2,55
Tungstênio	46,90	39,38	4,15	3,37
Magnésio	897,13	895,10	0	2,03

Fonte: Produção do autor.

Considerando Prótons com energia igual a 60 Mev, o espectro de energia dos prótons (distribuição que mostra a quantidade de prótons em função da energia. O termo "integral" indica que o conjunto de dados fornece informações sobre a distribuição cumulativa de prótons em diferentes faixas de energia, em vez de fornecer apenas valores pontuais para uma energia específica) para os padrões de orbita da missão adotada no presente estudo, foi de $6,16 \times 10^1$ (/cm²/s) para fluxo médio da missão e para a fluência total observado foi de $3,89 \times 10^9$ (/cm²) (Figura 4.5), para o fluxo diferencial (permite avaliar a distribuição de energia das partículas carregadas incidentes em uma determinada região) é igual a 0,65 (/cm²/Mev/s), e fluência total da missão igual a $4,11 \times 10^7$ (/cm²/MeV) (Figura 4.6).

Figura 4.5 – Média de Integral e Diferencial AP8 do fluxo de prótons.



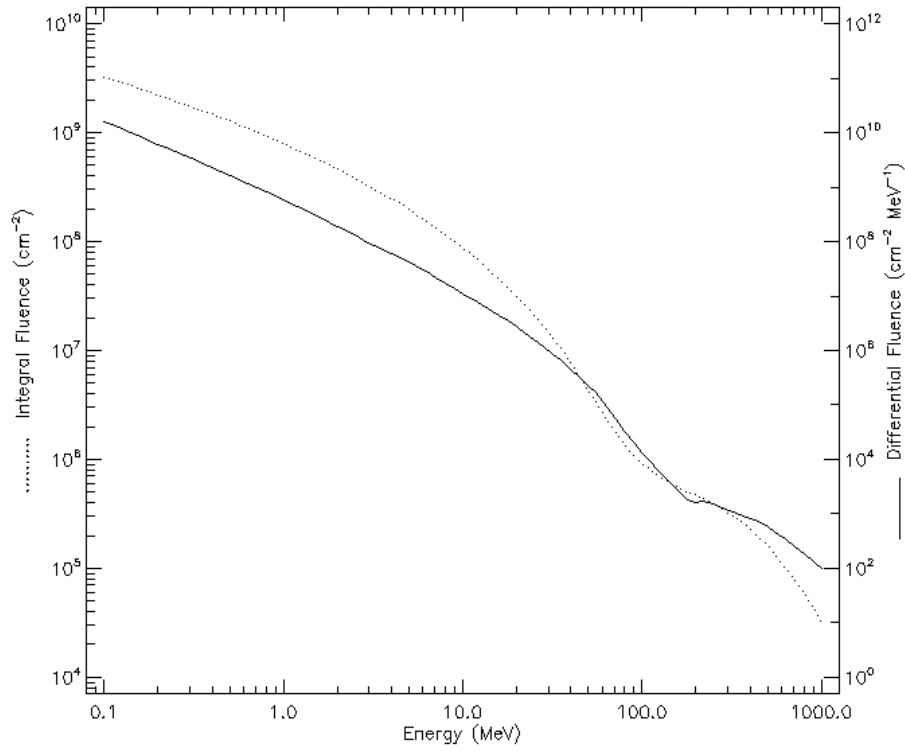
Fonte: SPENVIS (2023).

Para fluência de partículas (Figura 4.6) diretamente do sol, um satélite alocado em órbita com altitude de 650 km terá aproximadamente valores de fluência integral igual a $2,33 \times 10^6$ (cm⁻²) e fluência diferencial de $9,21 \times 10^4$ (cm⁻².MeV⁻¹) (Figura 4.6).

O fator de atenuação de prótons é um parâmetro que determina a taxa de redução de energia dos prótons à medida que eles passam através do material. Esse fator é dependente do tipo de material e da energia inicial dos prótons. Para o cenário simulado o fator de atenuação teve variação de 0 a 0,7 para prótons de 63 MeV, tendo em vista os extremos entre 0 e 0.7, observa-se dois valores isolados de atenuação de 0,6 (Figura 4.7).

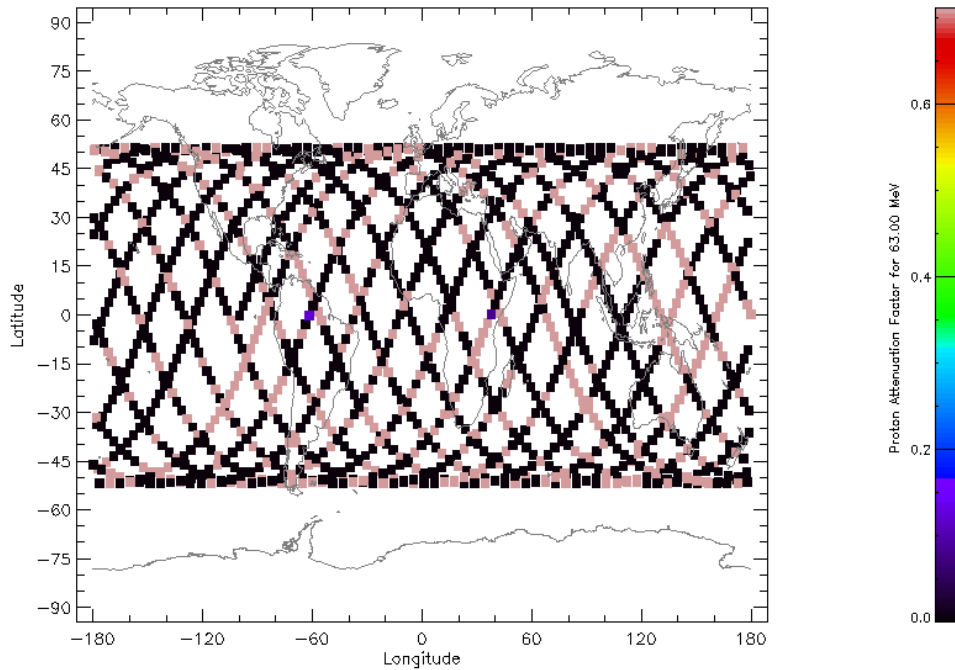
O uso de modelos no software SPENVIS para prever a fluência de partículas solares com base em dados observacionais e teóricos pode não ser capaz de prever a fluência com precisão e, portanto, pode retornar um valor de zero. Além de ser possível encontrar períodos em que a atividade solar é baixa, portanto, a fluência de partículas solares é menor. Isso pode resultar em valores de fluência de partículas solares próximos ou iguais a zero.

Figura 4.6 – SAPHIRE Fluência total: prótons solares.



Fonte: SPENVIS (2023).

Figura 4.7 – Mapa: Fator de atenuação de prótons com energia até 63 MeV.



Fonte: SPENVIS (2023).

4.3 Dados da simulação OLTARIS

Considerou-se o mesmo padrão de blindagem durante a simulação com a ferramenta SPENVIS. Sendo possível obter valores relacionados à TID para o período de 2 anos de exposição à radiação espacial absorvida pelo Si. Na Tabela 4.5 é apresentada a capacidade de absorção das blindagens com base em Ta e W. Para estas composições o material alvo Si absorveu, durante toda a missão radiação total equivalente a 252,9 rad e 245,2 rad, respectivamente para Ta e W. A blindagem composta por Mg foi a que teve menor eficiência durante o processo de absorção de energia, sendo obtido valor de absorção pelo material alvo (Si) igual a 318,9 rad. A blindagem composta por Titânio deixou passar 295,2 rad de modo que o Si veio absorver a energia residual. Para a coluna GCR (*Galactic Cosmic Ray*), não foi observada grande variação na absorção e para prótons presos no cinturão de Van Allen, os valores permaneceram próximos à margem total da missão.

Tabela 4.5 – Resultado de simulação OLTARIS - TID.

Blindagem	Total missão (rad)	GCR (rad)	Prótons presos (rad)
Titânio	295,23	3,13	292,1
Tântalo	252,99	3,49	249,5
Tungstênio	244,84	3,54	241,3
Magnésio	318,84	3,04	315,8

Fonte: Produção do autor.

5 ANÁLISE

Foram testadas as composições de blindagem e obtidos os dados pertinentes para cada uma das blindagens propostas. Em relação a software SRIM, durante as simulações, observou-se o comportamento da blindagem para uma quantidade específica de 1000 partículas em um dado ponto. Para as composições de blindagem onde se tem camadas compostas por tântalo e tungstênio fica evidente a quantidade elevada de vacâncias deixada no material pela partícula. Embora a radiação secundária não seja o foco do estudo, é importante considerar este tipo de radiação para ambientes práticos ou simulação cuja necessidade é aferir efeitos da radiação. Os resultados para o cálculo com a Equação 2.2 e 2.3 reforçam a eficácia da absorção de energia por materiais de características densas, em contrapartida, projetos de satélite buscam otimizar o peso de toda estrutura com maior eficiência na absorção, e neste ponto específico, materiais como W acabam sendo postos como última escolha devido à massa.

O alumínio testado é frequentemente utilizado para compor estrutura de satélite e também blindagens que necessitam moderar radiação secundária, porém mantendo o conceito de densidade do material, o alumínio teve desempenho inferior as demais composições, mesmo estando em segundo plano e com espessura maior as demais, tendo apenas exceção a camada comparativa composta por Mg. Embora o magnésio não seja amplamente utilizado para frear partículas radioativas, devido ao seu baixo desempenho em absorver energia, ele é comumente utilizado em aplicações de componentes estruturais e na formação de ligas metálicas, como alumínio e zinco (Zn), além de atuar como revestimento térmico para componentes em ambientes espaciais.

Para as camadas de 1mm, não observou grande variação como mudança de trajetória da partícula ou parada total de íons na estrutura, logo, as interações que ocorrem nestas camadas resultam em uma quantidade de dano por deslocamento significativa, estas interações podem proporcionar mudanças na rede cristalina do material, tornando frágil ou promovendo reações químicas como a oxidação, aumento ou redução da condutividade termina.

Segundo os autores Mayanbari e Kasesaz (2011), em 85% dos casos de incidência de prótons com 10MeV em blindagens puras (composta por apenas um elemento), a

partícula tem baixo percentual de frenagem quando em interação com uma blindagem de espessura equivalente a 1 mm, sendo necessário o aumento da espessura da camada ou que seja realizado a inserção de outros elementos. Com base no estudo mencionado, as blindagens compostas por alumínio com espessura de 2 mm, mostrou-se pouco promissora para frear partículas primárias com 60 MeV, devido à alta energia da partícula, conforme observado nas figuras 20 – 23, dado que sua maior ação está na interação com partículas do tipo Alfa e Beta.

Em relação aos softwares SPENVIS e OLTARIS os dados obtidos para a dose total absorvida, mostra maior eficiência na absorção de radiação por parte dos materiais Tântalo e Tungstênio sendo observada dose de radiação reduzida no material alvo Si. Para o software SPENVIS, a dose absorvida pelo Si teve melhor resultado com a blindagem composta por Ta em comparação com a de W. Este efeito está ligado a quantidade de impurezas no material, já o W apresenta composição pura sem aditivos de impureza em sua estrutura (Tabela 3.3). Em contrapartida o software OLTARIS mostra efetividade superior da blindagem composta por W, embora os dados pelo OLTARIS aparentam conservadores é necessário salientar a complexidade do SPENVIS em relação ao OLTARIS, uma vez que o SPENVIS oferece maior grade de ferramentas para se avaliar os efeitos da radiação.

Com base nas equações de SP, a razão entre $[Z/A] * \rho$ dos materiais testados resultou em valores equivalentes a 7,10 e 7,85 (Ta e W, respectivamente) para SP₁, enquanto para SP₂ o resultado obtido foi superior conforme observado na Figura 4.1, da mesma forma que para SP₃. Embora os resultados se mostrem proporcionais, com base no equacionamento, não é possível compara diretamente os resultados de SP₁ com os obtidos em SP₂ e SP₃, uma vez que suas unidades de medidas não são semelhantes. Para S₂ a equação depende de parâmetros relacionados à partícula incidente, neste caso específico próton enquanto para SP₁ os dados dependem apenas de parâmetros do material alvo.

6 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Alguns pontos importantes a relatar referente às ferramentas, a começar pelo software SRIM, esta encontra-se desatualizada desde 2013, e apresenta erros de execução (Processo/Plataforma), e que em alguns momentos acarreta o fechamento da ferramenta, vindo assim a perder os dados obtidos com o processo simulado. Porém os dados obtidos são confiáveis quando o cenário de simulação é equivalente aos materiais existentes.

Referente a ferramenta SPENVIS, esta possui alto nível de complexidade e entrega maior capacidade de análise para diversos cenários. Para as versões do software MULASSIS disponíveis no SPENVIS, não há diferença entre as versões 1,26 e 1,23 em termos de recursos e funcionalidades relevantes para o cálculo da TID no SPENVIS. Ambas as versões são capazes de simular a interação de partículas com materiais, com ênfase na produção de dano por radiação. A principal diferença observada entre essas versões está na melhoria de alguns recursos e correção de bugs na versão mais recente. A versão 1,26 apresenta melhorias no tratamento de elétrons de baixa energia, bem como correção de bugs. Em contrapartida, o OLTARIS é simplificado, mas atende a necessidade e apresenta a dose de radiação para os períodos desejados, sendo possível simular diversos tipos de composição de materiais.

7 CONCLUSÃO

O estudo em questão testou várias composições de blindagem, avaliando a influência do número atômico efetivo (fator Z) e da densidade dos materiais na capacidade de frear partículas energéticas. Utilizando os softwares SRIM, SPENVIS e OLTARIS, foi possível analisar a penetração da partícula e os efeitos provocados na blindagem por Dose Total Ionizante (TID) em projetos de satélite. Os materiais compostos por tântalo e tungstênio exibiram melhor capacidade de reduzir a dose absorvida pelo componente de silício (Si) e superior capacidade de frenagem em comparação às outras blindagens testadas. Por outro lado, materiais de menor densidade e baixo fator Z mostraram ser excelentes moderadores de partículas secundárias. Esta afirmação se fundamenta em resultados científicos utilizados para embasar os estudos e comprovada por meio de simulação. A espessura da camada também influenciou a frenagem da partícula, tornando-se necessário, em alguns casos, aumentar a espessura ou adicionar outros elementos, porém esta não é uma boa prática quando se tem por necessidade atender requisitos de peso do satélite. Com base nos resultados à importância de uma seleção cuidadosa de materiais para aplicações em ambientes de radiação, considerando o fator Z, a densidade e a espessura da camada.

8 TRABALHOS FUTUROS

Desenvolvimento de novos materiais e tecnologias de blindagem: Pesquisar novos materiais e tecnologias para criar blindagens mais leves e eficientes que possam proteger astronautas e equipamentos espaciais contra a radiação cósmica.

Modelagem computacional da interação de partículas carregadas com materiais: Usando simulações computacionais, é possível estudar como as partículas carregadas interagem com materiais e como isso pode afetar a eficácia da blindagem.

Estudos experimentais em laboratório e em missões espaciais: Realizar experimentos em laboratório ou durante missões espaciais para estudar a interação de partículas carregadas com materiais e testar a eficácia de diferentes técnicas de blindagem.

Desenvolvimento de sistemas de monitoramento de radiação: Desenvolver sensores e sistemas de monitoramento para medir a exposição à radiação em tempo real e fornecer informações que possam ajudar a melhorar a proteção contra radiação em missões espaciais.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AMATO, E.; BLASI, P. Cosmic ray transport in the Galaxy: a review. **Advances in Space Research**, v. 62, n. 10, p. 2731-2749, 2018.

ASHBY, M. F.; JOHNSON, K. **Materials and design: the art and science of material selection in product design**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013.

ASSELLI, A. A. C.; JORGE JUNIOR, A. M.; ISHIKAWA, T. T.; BOTTA FILHO, W. J. Mg₂FeH₆-based nanocomposites with high capacity of hydrogen storage processed by reactive milling. **Materials Research**, v. 15, n. 2, p. 229-235, 2012.

ATTIX, F. H. **Introduction to radiological physics and radiation dosimetry**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2008.

CALLISTER JUNIOR, W. D.; RETHWISCH, D. G. **Materials science and engineering: an introduction**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2018.

CESEDUPACK. **Versão19.2.0: granta design limited**. Cambridge: CESDUPACK, 2019.

COLLABORATION, H. E. S. S.; AHARONIAN, F. High-energy particle acceleration in the shell of a supernova remnant. **arXiv preprint astro-ph/0411533**, 2004.

DAWSON, L. **The politics and perils of space exploration**. Cham: Springer, 2021. p. 125-150.

DOCKRILL, P. Earth's magnetic field is acting up and geologists don't know why. **ScienceAlert**, 2021. Disponível em: <https://www.sciencealert.com/earth-s-magnetic-field-is-acting-up-and-geologists-don-t-know-why>.

DOEET. **DOEET2.0. 2022**. Disponível em: <https://www.doeet.com/content/eee-components/passives/single-event-latchup-protection-circuits/>.

DRESSENDORFER, P. V.; MA, T. (Ed.). **Ionizing radiation effects in mos devices and circuits**. [S.l.]: Wiley, 1989.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **Types of orbits**. 2020. Disponível em: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Orbits/Types_of_orbits.

FRANKE, J. A V-model-based process for space mission design. **Acta Astronautica**, v. 142, p. 18-33, 2018.

GADLAGE, M. J.; SCHRIMPF, R. D.; BENEDETTO, J. M.; EATON, P. H.; MAVIS, D. G.; SIBLEY, M.; Turflinger, T. L. Single event transient pulse widths in digital microcircuits. **IEEE Transactions on Nuclear Science**, v. 51, n. 6, p. 3285-3290, 2004. Doi: 10.1109/TNS.2004.839174.

GINET, G. P.; MADDEN, D.; DICHTER, B. K.; BRAUTIGAM, D. H. Energetic proton maps for the South Atlantic anomaly. In: IEEE RADIATION EFFECTS DATA WORKSHOP, 2007. **Proceedings...** IEEE, 2007. p. 1-8.

GRIFFITHS, D. **Introduction to elementary particles**. [S.l.]: Willey, 2008.

HARTMANN, G. A.; PACCA, I. G. Time evolution of the South Atlantic magnetic anomaly. **Anais da Academia Brasileira de Ciências**, v. 81, p. 243-255, 2009.

HEIRTZLER, J. R.; ALLEN, J. H.; WILKINSON, D. C. Ever-present South Atlantic Anomaly damages spacecraft. **EOS, Transactions American Geophysical Union**, v. 83, n. 15, p. 165-169, 2002.

JOHNSON, G. H.; HOHL, J. H.; SCHRIMPF, R. D.; GALLOWAY, K. F. Simulating single-event burnout of n-channel power MOSFET's. **IEEE Transactions on Electron Devices**, v. 40, n. 5, p. 1001-1008, 1993.

JOHNSTON, A. H. Radiation effects in advanced microelectronics technologies. **IEEE transactions on Nuclear Science**, v. 45, n. 3, p. 1339-1354, 1998.

JUNQUEIRA, B. C.; MANEA, S. Utilização de cots em nano satélites. **Brazilian Journal of Development**, v. 6, n. 1, p. 1476-1490, 2020.

KARP, J.; HART, M. J.; MAILLARD, P.; HELLINGS, G.; LINTEN, D. Single-event latch-up: Increased sensitivity from planar to FinFET. **IEEE Transactions on Nuclear Science**, v. 65, n. 1, p. 217-222, 2017. Doi: 10.1109/TNS.2017.2779831.

KIM, Y.; KIM, D.; PARK, S.; SEO, Y.; LEE, Y.; SEON, J. Computational method for analyzing the cumulative ionizing effect from solar-terrestrial charged particles and cosmic rays with geant4. **Journal of the Korean Physical Society**, v. 61, p. 653-657, 2012.

KLAMM, B. **Passive space radiation shielding**: mass and volume optimization of tungsten-doped polyphenolic and polyethylene resins. [S.l.: s.n.], 2015.

KNOLL, G. F. **Radiation detection and measurement**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2010.

KRAYDEN. **ARALDITE 8545-1 panel lamination bonding**. Denver, 2017.
Disponível em: <http://krayden.com/araldite-8545-1-panel-lamination-bonding/>.
Acesso em: 01 maio 2017.

LANGLEY, T.; KOGA, R.; MORRIS, T., Single-event effects test results of 512mb sdrams. In: IEEE RADIATION EFFECTS DATA WORKSHOP, 2003. **Proceedings...** IEEE, 2003. p. 98-101.

LIU, S.; BODEN, M.; GIRDHAR, D. A.; TITUS, J. L. Single-event burnout and avalanche characteristics of power DMOSFETs. **IEEE Transactions on Nuclear Science**, v. 53, n. 6, p. 3379-3385, 2006.

LOUTHAN, M. R. Hydrogen embrittlement of metals: a primer for the failure analyst. **Journal of Failure Analysis and Prevention**, v. 8, p. 289-307, 2008.

LYNCH, S. P. Environmentally assisted cracking: overview of evidence for an adsorption-induced localised-slip process. **Acta Metallurgica**, v. 36, n. 10, p. 2639-2661, 1988.

MARQUES, C. A. **Introdução à mecânica celeste**. [S.l.]: Sílabo, 2010.

MASSAROTTI, F. **MaxEdu: ligações químicas interatômicas**. 2022. Disponível em: <https://blog.maxieduca.com.br/ligacoes-quimicas-interatomicas/>.

MAYANBARI, M.; KASESAZ, Y. Design and analyse space radiation shielding for a nanosatellite in Low Earth Orbit (LEO). In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON RECENT ADVANCES IN SPACE TECHNOLOGIES, 5.; 2011. **Proceedings... IEEE**, 2011. p. 489-493.

MONTENBRUCK, O.; GILL, E. **Satellite orbits: models, methods, and applications**. Berlin: Springer, 2012.

MOURET, I.; CALVEL, P.; ALLENSPACH, M.; TITUS, J. L.; WHEATLEY, C. F.; LABEL, K. A.; GALLOWAY, K. F. Measurement of a cross-section for single-event gate rupture in power MOSFETs. **IEEE Electron Device Letters**, v. 17, n. 4, p. 163-165, 1996. Doi: 10.1109/55.485161.

NAITO, M.; KODAIRA, S.; OGAWARA, R.; TOBITA, K.; SOMEYA, Y.; KUSUMOTO, T.; ORIMO, S. I. Investigation of shielding material properties for effective space radiation protection. **Life Sciences in Space Research**, v. 26, p. 69-76, 2020.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **NasaSpaceFlight**. 2022. Disponível em: <https://www.nasaspaceflight.com/>.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **NASA procedural requirements for program and project management for the acquisition of capital assets (NPR 7123.1)**. Washington, DC: NASA, 2013.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **NASA systems engineering processes and requirements: NPR 7123.1C**. Washington, D.C.: NASA, 2019.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **James Webb Space Telescope Goddard Space Flight Center**. 2023. Disponível em: <https://webb.nasa.gov/content/about/orbit.html>.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **NPR 7123.1C**. 2020. Disponível em:

https://nodis3.gsfc.nasa.gov/npg_img/N_PR_7123_001C_/N_PR_7123_001C_Chapter1.pdf.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **OLTARIS**. 2022. Disponível em: <https://oltaris.nasa.gov/links>.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). Total Ionizing Dose (TID) effects. 2021. Disponível em: <https://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/tid.htm>.

NATIONAL OCEANIC AND ATMOSPHERIC ADMINISTRATION (NOAA). **Solar cycle progression**. 2022. Disponível em: <https://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>.

NATIONAL OCEANIC AND ATMOSPHERIC ADMINISTRATION (NOAA). **World Magnetic Model (WMM)**. 2023. Disponível em: <https://www.ncei.noaa.gov/products/world-magnetic-model>.

ÖZYILDIRIM, A. Y.; ERGÜN, O. Comparison of radiation analyses. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON RECENT ADVANCES IN SPACE TECHNOLOGIES (RAST), 6., 2013. **Proceedings...** IEEE, 2013. p. 705-710.

PARK, T.-W.; KIM, W.-H.; LEE, J.-Y. Analysis of Molniya orbits including J2 and J4 effects in a satellite communication system. **Aerospace Science and Technology**, v.82, p. 91-99, 2018.

PARODI, A.; RENNER, E. System engineering in space mission design. **Aerospace Science and Technology**, v. 74, p. 465-475, 2018.

RASHED KHAN, M.; HAYES, G. J.; SO, J. H.; LAZZI, G.; DICKEY, M. D. A frequency shifting liquid metal antenna with pressure responsiveness. **Applied Physics Letters**, v. 99, n. 1, p. 013501, 2011.

RIAZ, M. H.; JAVED, A.; AHSAN, M. Single event effect testing of commercial Off-The-Shelf components. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON AEROSPACE SCIENCE AND ENGINEERING, 4., 2015. **Proceedings...** IEEE, 2015. p. 1-5.

SAEED, S.; BHATTI, R. Integrated approach of systems engineering for satellite design and development. **Space Science and Technology**, v. 33, n. 2, p. 29-40, 2017.

SAVIĆ, M.; VESELINOVIĆ, N.; DRAGIĆ, A.; MALETIĆ, D.; JOKOVIĆ, D.; UDOVIČIĆ, V.; KNEŽEVIĆ, D. Novas percepções de estudos de correlação cruzada entre índices de atividade solar e fluxo de raios cósmicos durante eventos de diminuição de Forbush. **Avanços na Pesquisa Espacial**, v. 71, n. 4, p. 2006-2016, 2023.

SHAKELFORD, J. F. **Introduction to materials science for engineers**. New York: Maxwell Macmillan, 1996.

SHULTIS, J. K.; FAW, R. E. **Fundamentals of nuclear science and engineering**. [S.l.]: CRC Press, 2016.

SPACE ENVIRONMENT INFORMATION SYSTEMM. **SPENVIS**. 2022. Disponível em: <https://www.spervis.oma.be/models.php>.

STANLEY, G. **Universidade Johns Hopkins**. 2022. Disponível em: <https://releases.jhu.edu/2018/08/08/keeping-it-cool-the-parker-solar-probes-high-performance-heat-shield/>.

STOPPING AND RANGE OF IONS ON MATTER (SRIM). **Interactions of ions with matter**. 2022. Disponível em: <http://www.srim.org/index.htm#HOMETOP>.

TEODORESCU, H. M.; GLOBUS, A. Radiation passive shield analysis and design for space applications. **SAE transactions**, p. 179-188, 2005.

TITUS, J. L. An updated perspective of single event gate rupture and single event burnout in power MOSFETs. **IEEE Transactions on Nuclear Science**, v. 60, n. 3, p. 1912-1928, 2013. Doi: 10.1109/TNS.2013.2252194.

TÜRK, D. **Exploration and validation of integrated lightweight structures with additive manufacturing and fiber-reinforced polymers**. 2021. Disponível em: https://www.researchgate.net/figure/Sandwich-structure-with-honeycomb-core-49_fig9_320908025.

UZEL, R.; ÖZYILDIRIM, A. A study on the local shielding protection of electronic components in space radiation environment. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON RECENT ADVANCES IN SPACE TECHNOLOGIES, 8., 2017. **Proceedings...** IEEE, 2017. p. 295-299.

XIE, Y. et. al. **Spacecraft dynamics and control**. Singapore: Springer, 2022. p. 17-78.

WIKIMIDIA. **Heat shield**. 2022. Disponível em: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Shuttle_heat_shield.jpg.

YA'ACOB, N.; ZAINUDIN, A.; MAGDUGAL, R.; NAIM, N. F. Mitigation of space radiation effects on satellites at Low Earth Orbit (LEO). In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONTROL SYSTEM, COMPUTING AND ENGINEERING, 6., 2016. **Proceedings...** IEEE, 2016. p. 56-61.

YOSHIURA, Y.; TABATA, M.; MURAOKA, H.; TANIGUCHI, N.; SUZUKI, K.; AONO, S.; URYU, K. Simple simulation approach for the first trigger step of SEB (single event burn-out) based upon physical analysis for Si high voltage bipolar device. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON POWER SEMICONDUCTOR DEVICES AND ICS, 28., 2016. **Proceedings...** 2016. p. 315-318, Doi: 10.1109/ISPSD.2016.7520841.