



MINISTÉRIO DA  
CIÊNCIA, TECNOLOGIA  
E INOVAÇÕES



sid.inpe.br/mtc-m21d/2021/07.15.19.09-TDI

## ESTUDO DE BLINDAGEM BIOMIMÉTICA PARA RADIAÇÃO E DEBRIS ESPACIAIS EM SATÉLITES

Daniel Alessandro Nono

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Ciência e Tecnologia de Materiais e Sensores, orientada pelos Drs. Silvio Manea, Francisco Cristóvão Lourenço de Melo, e Claudio Antonio Federico, aprovada em 03 de maio de 2021.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/454BL5B>>

INPE  
São José dos Campos  
2021

**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 INTELECTUAL DO INPE - CEPPII (PORTARIA N° 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 INOVAÇÕES



sid.inpe.br/mtc-m21d/2021/07.15.19.09-TDI

## ESTUDO DE BLINDAGEM BIOMIMÉTICA PARA RADIAÇÃO E DEBRIS ESPACIAIS EM SATÉLITES

Daniel Alessandro Nono

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Ciência e Tecnologia de Materiais e Sensores, orientada pelos Drs. Silvio Manea, Francisco Cristóvão Lourenço de Melo, e Claudio Antonio Federico, aprovada em 03 de maio de 2021.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34T/454BL5B>>

INPE  
São José dos Campos  
2021

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

Nono, Daniel Alessander.

N733e      Estudo de blindagem biomimética para radiação e debris espaciais em satélites / Daniel Alessander Nono. – São José dos Campos : INPE, 2021.

xxxvi + 231 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21d/2021/07.15.19.09-TDI)

Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Ciência e Tecnologia de Materiais e Sensores) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2021.

Orientadores : Drs. Silvio Manea, Francisco Cristóvão Lourenço de Melo, e Claudio Antonio Federico.

1. Biomimético. 2. Satélite. 3. Escudo. 4. Radiação. 5. Impacto. I.Título.

CDU 629.78:577.22

---



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/).



## INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

### DEFESA FINAL DE TESE DE DANIEL ALESSANDER NONO BANCA Nº 092/2021, REG 129011/2015

No dia 03 de maio de 2021, as 14 horas, 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 Doutor em Engenharia e Tecnologia Espaciais / Ciência e Tecnologia de Materiais e Sensores . O trabalho precisa da incorporação das correções sugeridas pela Banca Examinadora e revisão final pelo(s) orientador(es).

#### **Novo Título: “Estudo de Blindagem biomimética para Radiação e Debris Espaciais em satélites”**

Eu, Silvio Manea, como Presidente da Banca Examinadora, assino esta ATA em nome de todos os membros, com o consentimento dos mesmos.

Membros da banca:

Dr. Silvio Manea - Presidente e Orientador - INPE  
Dr. Francisco Cristóvão Lourenço de Melo - Orientador - DCTA  
Dr. Claudio Antonio Federico - Orientador - DCTA  
Dr. Maurício Baldan - Membro Interno - INPE  
Dr. Walter Abrahão dos Santos - Membro Interno - INPE  
Dra. Maria Cecília Conceição Évora - Membro Externo -DCTA  
Dr. Miguel Adriano Inácio - Membro Externo - ETEC



Documento assinado eletronicamente por **Silvio Manea, Tecnologista**, em 12/05/2021, às 15:53 (horário oficial de Brasília), com fundamento no art. 6º do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <http://sei.mctic.gov.br/verifica.html>, informando o código verificador **7148433** e o código CRC **3587DDF3**.

---

**Referência:** Processo nº 01340.002873/2021-00

SEI nº 7148433

*“O que pode ser sonhado, pode ser feito”.*

*Provérbio do arquétipo do artista/cientista de Carl Jung*





A todos os seres humanos que são apaixonados e sonham todos os dias de suas vidas com a exploração espacial.



## AGRADECIMENTOS

Agradeço às instituições: Ao Centro de Apoio à Pesquisas ES, ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), ao Centro de Tecnologia de Aeronáutica (DCTA), ao Instituto de Estudos Avançados (IEAv) e a Universidade de Aveiro (UA).

Aos meus professores, Dr. Silvio Manea, Dr. Francisco L. de Melo Dr. Claudio Federico e Dr. Rui Silva pela paciência e dedicação que empregaram na minha jornada.

Aos meus colegas Anderson Barbosa, Camila Porto, Miguel Adriano Inácio, Janaína Mendes, Isabel Silva, ao meu amigo indiano Dr. Dhanajay Sharma e ao meu amigo português Sr. Carlos Póvoa por todo apoio.

Agradeço à minha amada e companheira, Raquel Aparecida Dias.

Agradeço à minha amada progenitora e fonte de inspiração, Dra. Maria do Carmo de Andrade Nono.

Por fim, agradeço à CAPES pelo apoio financeiro durante meu período de estudos.



## RESUMO

O ambiente espacial próximo à Terra ainda é relativamente pouco explorado e perigoso. Os efeitos da radiação espacial e os possíveis impactos com detritos artificial e meteoróides estão entre as principais ameaças aos satélites artificiais e aos sucessos das missões que desempenharão. Este trabalho investigou a viabilidade, as características necessárias, o processamento e o desempenho de um sistema protetivo, chamado de “escudo biomimético”. O objetivo foi atenuar os riscos provenientes do ambiente espacial para pico e nano satélites, desenvolvidos para suprir as necessidades do programa espacial brasileiro. A elaboração desta tese utilizou uma adaptação da engenharia de requisitos e de sistemas para prover um campo de soluções balanceado entre as necessidades dos *stakeholders*. A tese também utilizou os métodos científicos hipotético-dedutivo e comparativo. Outros métodos de engenharia como os biomiméticos, simulações computacionais e testes físico-químicos, também foram empregados na investigação. Os resultados do método de engenharia de sistemas e requisitos proveram uma linha basal para o desenvolvimento e o futuro aperfeiçoamento do escudo biomimético. O compósito selecionado foi uma mistura com a matriz de resina epóxi fenólica, 0,1% em massa de nanotubos de carbono (NTC) e 15% em massa de carbeto de boro (CB) nanométrico, além de aditivos de processamento, fundamentais para prover a homogeneidade e a isotropia do compósito. Testes preliminares, para estabelecer as rotas de processamento, mostraram que os NTC necessitaram de tratamentos superficiais para que o compósito obtivesse um aumento significativo nas suas propriedades físico-químicas. As rotas que os NTC foram funcionalizados com banho ácido e posterior exposição à silano-amina, além da utilização de aditivos de processamento adaptados obtiveram as melhores propriedades físicas, quando comparadas com as rotas sem a funcionalização. Quanto aos resultados das propriedades físico-químicas, o compósito apresentou baixa massa específica (m.e.), cerca de 32% m.e. da liga de alumínio 6061-T6 e cerca de 63,2% da me do polietileno de ultra alto peso molecular (PEUAPM). A resistência à ruptura foi cerca de 42,7% menor que a da Liga de alumínio e 34,2% menor que a do PEUAPM. Os resultados simulacionais provaram que o “escudo biomimético”, em alguns aspectos, é superior a liga de alumínio, como na proteção aos neutros provenientes do Sol e dos raios cósmicos galácticos. No entanto a liga de alumínio se mostrou mais eficiente na proteção de prótons provenientes das mesmas fontes. De modo geral, o compósito se mostrou com um comportamento protetivo intermediário aos materiais comparados. Foi concluído que dentre as maiores vantagens deste produto, destacaram-se a baixa massa específica, a facilidade de processamento, o baixo custo relativo, a ausência de cura em estufas, a capacidade de ser vertido em moldes impressos por manufatura aditiva e a alta capacidade adesiva, permitindo um amplo campo de *spins-off*. No entanto, os autores concluíram que estudos futuros devem ser realizados para o desenvolvimento de um sistema multicamadas protetivas, para assim, obter melhorias na performance protetiva.

Palavras-chave: Biomimético. Satélite. Escudo. Radiação. Impacto. Detritos



## BIOMIMETIC SHIELD FOR *PICO* AND *NANO* SATELLITES

### ABSTRACT

The space environment near to Earth is still little explored and dangerous. The effects of space radiation, the possible impacts with artificial debris, and meteoroids are among the main threats to artificial satellites, and the successes of the missions that they will perform. This work investigated a protective system, called a "biomimetic shield" to mitigate environmental hazards for *pico* and *nano* satellites, developed to supply the Brazilian space program needs. The Thesis elaboration used an adaptation of requirements and systems engineering to provide a field of solutions balanced between the stakeholders needs. The thesis also used the hypothetical-deductive and comparative scientific methods. The investigation used biomimetic computational simulations and prototype engineering methods, the physical-chemical tests, among other sub-methods too. The systems engineering method and requirements results provided a baseline for the future improvement of the biomimetic shield. Scientific methods have partially proved the validity of the scientific hypothesis. The composite selected was a mixture with the matrix of phenolic epoxy resin, 0.1% by mass of carbon nanotubes and 15% by mass of nanometric boron carbide, in addition to processing additives, essential to provide the homogeneity. Preliminary tests to establish the processing routes showed that the NTC required surface treatments for the composite to obtain a significant increase in its physicochemical properties. The routes in which the NTC were functionalized with acid bath and subsequent exposure to silane-amine, in addition to the use of adapted processing additives, obtained the best physical properties, when compared to the routes without functionalization. The chosen composite showed a low specific mass (ms), of about 32% ms of aluminum alloy 6061-T6 and about 63.2% of ms in relation to the ultra-high molecular weight polyethylene (UHMWP). The tensile strength was 42.7% lower than that of aluminum alloy and 34.2% lower than that of PEUAPM. The simulation results proved that the biomimetic shield, in some aspects, it is superior to the aluminum alloy 6061-T6, as in the protection against neutrals coming from the Sun and the galactic cosmic rays. However, the aluminum alloy proved to be more efficient in protecting protons from the same sources. In general, the composite showed a protective behavior intermediate to the compared materials. The conclusion was that among the greatest advantages of this product, the low specific mass, the relative easiness of processing, the low relative cost, the absence of curing in stoves and the ability to be poured into printed molds by additive manufacturing stood out. However, the authors concluded too those future studies should be carried out to develop a protective multilayer system, to obtain the best possible performance.

Keywords: Biomimetic. Satellite. Shield. Radiation. Impact. Debris.





## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 – Fluxograma do teste clássico de hipóteses.....	7
Figura 2.2 – Representação esquemática do ciclo de vida de um projeto espacial. ....	9
Figura 2.3 – Representação das fases de um projeto espacial segundo o <i>Handbook</i> de engenharia de sistemas da <i>ESA</i> . ....	12
Figura 2.4 – Representação Esquemática do <i>Design Freeze</i> proposto pela <i>ESA</i> .....	14
Figura 2.5 – Representação Esquemática do <i>Design Freeze</i> proposto pela <i>NASA</i> . ....	15
Figura 2.6 – Representação Esquemática das atividades de coletas e análise dos requisitos de um produto espacial, proposto pela <i>NASA</i> .....	16
Figura 2.7 – Fluxograma adaptado proposto por Hallingan. ....	17
Figura 2.8 – Ciclo de vida das revisões segundo a <i>NASA</i> . ....	19
Figura 2.9 – Diagrama representativo do método de engenharia de requisitos proposto por Hallingan. ....	20
Figura 2.10 - Gráfico do acúmulo da massa efetiva de detritos em função dos anos. ....	21
Figura 2.11 - Objetos em órbita catalogados até outubro de 2012.....	22
Figura 2.12 - Distribuição dos detritos em órbita na Terra. ....	24
Figura 2.13 - Risco de impactos entre detritos e satélites artificiais. ....	25
Figura 2.14 - Relação entre o número de fragmentos orbitando a terra e seu diâmetro aproximado.....	26
Figura 2.15 – Representação esquemática da atmosfera terrestre.....	27
Figura 2.16 – Gráfico esquemático da atmosfera terrestre. ....	28
Figura 2.17 – Gráfico esquemático das camadas da Ionosfera terrestre. ....	34
Figura 2.18 – Ilustração esquemática da magnetosfera solar. ....	36
Figura 2.19 – Diagrama de contexto do ambiente magnético próximo à Terra. ....	37
Figura 2.20 Intensidades de Campos magnéticos resultantes sobre a superfície terrestre. ....	38

Figura 2.21 – Representação dos cinturões internos e externos de Van Allen, descobertos durante as primeiras missões espaciais. ....	41
Figura 2.22 – Representação gráfica do histórico de registros de picos solares entre 1850 e 2015. ....	43
Figura 2.23 – Dados de solar <i>maximum</i> registrados em 2002 pela ESA. ....	44
Figura 2.24 – Dados de solar <i>minimum</i> registrados em 2002 pela ESA. ....	44
Figura 2.25 – Alguns exemplos de fluxos de partículas oriundos do espaço profundo. ....	45
Figura 2.26 – Fluxo de partículas no campo magnético próximo à Terra. ....	46
Figura 2.27 – Fluxo de partículas na atmosfera da Terra. ....	47
Figura 2.28 – Exemplo lúdico da excitação eletrônica pela presença de uma fonte radioativa. ....	48
Figura 2.29 – Exemplo lúdico da ejeção de um elétron pela presença de uma fonte radioativa. ....	48
Figura 2.30 - Exemplo lúdico da ejeção de um núcleo de hidrogênio pela presença de uma fonte radioativa. ....	49
Figura 2.31 – Exemplo lúdico da ativação de um núcleo do elemento lítio. ....	49
Figura 2.32 – Representação gráfica da profundidade da penetração de um próton percorrendo um alvo de alumínio unidimensional, em função da dose diária de radiação incidente. ....	51
Figura 2.33 – Quadro comparativo entre as fontes de radiação, a geometria dos escudos e suas respectivas aplicações. ....	52
Figura 2.34 – Representação gráfica da simulação de impactos com prótons em alvos de diferentes materiais, em função da energia da partícula. ....	53
Figura 2.35 – Exemplo de uma descarga súbita de corrente em um dielétrico. ....	55
Figura 2.36 – Representação das camadas das paredes celulares das plantas superiores. ....	62
Figura 2.37 – Representação das camadas celulares de um tronco de carvalho. ....	62
Figura 2.38 – Estrutura protetiva genérica das bactérias. ....	63
Figura 2.39 – Representação esquemática de uma parede celular bacteriana. ....	64

Figura 2.40 – Cabeçalho do site onde se encontra o software OLTARIS. ....	65
Figura 2.41 – Representação da estrutura do anel epóxido.....	67
Figura 2.42 – Representação esquemática das reações de polimerização do epóxi.....	68
Figura 2.43 – Imagem ilustrativa do Grafeno enrolado em uma parede simples e em paredes múltiplas. ....	71
Figura 2.44 – Representação das direções vetoriais da nomenclatura dos NTC.....	72
Figura 2.45 – Algumas geometrias possíveis para os NTCs.....	73
Figura 4.46 – Quadro comparativo dos satélites brasileiros.....	75
Figura 2.47 – Representação esquemática das principais órbitas Terrestres. .	76
Figura 4.48 – Exemplo de um Cubesat de 1U.....	79
Figura 3.1 – Representação diagramática do escopo da Tese dentro do ciclo de vida do produto espacial proposto pela NASA. ....	82
Figura 3.2 – Fluxograma descritivo do panorama geral proposto para o desenvolvimento da Tese.....	83
Figura 3.3 – Fluxogramas das fases do projeto de doutorado. ....	84
Figura 3.4 – Fluxograma descritivo da fase Pré-A do método adaptado da NASA utilizado na concepção desta Tese. ....	85
Figura 3.5 – Fluxograma do método de engenharia de requisitos híbrido utilizado nesta Tese. ....	86
Figura 3.6 – Fluxograma descritivo da fase A adaptado para a concepção desta Tese e embasado no método da NASA. ....	87
Figura 3.7 – Fluxograma descritivo da fase B, adaptado para a concepção desta Tese e embasado no método da NASA. ....	88
Figura 3.8 – Fluxograma descritivo da fase C do método da NASA adaptado para a concepção desta Tese. ....	89
Figura 3.9 – Fluxograma descritivo da fase D do método da NASA adaptado para a concepção desta Tese. ....	90
Figura 3.10 – Fluxograma descritivo da fase E do método da NASA adaptado para a concepção desta Tese. ....	91

Figura 3.11 – Método de análise e seleção dos materiais candidatos utilizados nesta Tese.....	93
Figura 3.12 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota Pura” .....	94
Figura 3.13 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 01”. 95	
Figura 3.14 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 02”. 95	
Figura 3.15 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 03”. 96	
Figura 3.16 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 04”. 96	
Figura 3.17 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 05”. 97	
Figura 3.18 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 06”. 97	
Figura 3.19 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 07”. 98	
Figura 3.20 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 08”. 98	
Figura 3.21 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 09”. 99	
Figura 3.22 – Fluxograma do processo de polimento das amostras. ....	100
Figura 3.23 - Fluxograma experimental dos ensaios de fadiga dinâmica.....	101
Figura 3.24 - Fluxograma experimental dos ensaios de dureza Vickers. ....	101
Figura 3.25 – Fluxograma experimental das análises por FT-IR.....	102
Figura 3.26 – Fluxograma experimental das análises por XPS.....	103
Figura 3.27 – Exemplificação do ensaio de flexão em 3 pontos aplicado nas amostras.....	103
Figura 3.28 – Fluxograma experimental da coleta dos dados de resistência à ruptura e módulo elástico. ....	104
Figura 4.1 – Fluxograma do fluxo de contextos de cenários do escudo.....	111
Figura 4.2 – Diagrama de contexto de “sendo estudado”. ....	112
Figura 4.3 – Diagrama de contexto de “sendo projetado”. ....	112
Figura 4.4 – Diagrama de contexto de “sendo verificado”. ....	113
Figura 4.5 – Diagrama de contexto de “sendo Validado”. ....	113
Figura 4.6 – Diagrama de contexto de “sendo integrado ao satélite”. ....	113
Figura 4.7 – Diagrama de contexto de “sendo integrado ao lançador”. ....	114
Figura 4.8 – Diagrama de contexto de “sendo Utilizado”. ....	114
Figura 4.9 – Diagrama de contexto de “sendo descartado”. ....	114

Figura 4.10 – Idealização simplificada do conceito operacional da missão hipotética. ....	122
Figura 4.11 – Fluxogramas proposto para as atividades de elaboração desta Tese. ....	123
Figura 4.12 – Fluxogramas realizado para as atividades de elaboração desta Tese. ....	123
Figura 4.13 – Resultados da análise do diagrama de ilhas de Asbhy, comparando o módulo de Young com a massa específica. ....	129
Figura 4.14 – Resultados da análise do diagrama de ilhas de Asbhy, comparando a tensão de ruptura com a massa específica. ....	130
Figura 4.15 – Resultados da análise do diagrama de ilhas de Asbhy, comparando a tenacidade à fratura com a massa específica. ....	131
Figura 4.16 - Resultados da análise do diagrama de ilhas de Asbhy, comparando a resistência à radiação com a massa específica. ....	134
Figura 4.17 – Ilustração representativa do diagrama de Venn da hipótese. ..	139
Figura 4.18 – Fluxograma do planejamento das análises físico-químicas necessárias para o desenvolvimento do objeto de estudo desta Tese. ....	143
Figura 4.19 – Gráfico dos resultados das simulações da profundidade da penetração dos prótons e nêutrons provenientes dos ventos solares no compósito contendo apenas a resina epóxi e os nanotubos de carbono. ....	144
Figura 4.20 – Gráfico dos resultados das simulações da profundidade da penetração dos prótons e nêutrons provenientes dos ventos solares no compósito contendo apenas a resina epóxi e carbetto de boro. ....	146
Figura 4.21 – Profundidade da penetração de prótons e nêutrons oriundos vento solar nos materiais alvo protegidos pela esfera. ....	147
Figura 4.22 – Profundidade de Penetração de nêutrons oriundos do albedo terrestre nos materiais alvo protegidos pela esfera. ....	149
Figura 4.23 – Profundidade de penetração de raios cósmicos galácticos oriundos do espaço profundo nos materiais alvo protegidos pela esfera. ....	152
Figura 4.24 – Dose incidida de nêutrons provenientes dos raios cósmicos galácticos nos materiais alvo protegidos pela esfera. ....	154
Figura 4.25 – Aspecto visual da amostra de controle (Pura). ....	156

Figura 4.26 – Aspecto visual da amostra processada pela rota R1. ....	156
Figura 4.27 – Aspecto visual do compósito antes da cura e misturado com o misturador de alta taxa de cisalhamento. ....	157
Figura 4.28 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R2. ....	158
Figura 4.29 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R3. ....	158
Figura 4.30 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R4. ....	159
Figura 4.31 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R5. ....	160
Figura 4.32 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R6. ....	160
Figura 4.33 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R7. ....	161
Figura 4.34 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R8. ....	162
Figura 4.35 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R9. ....	163
Figura 4.36 – Gráfico estatístico <i>box-plot</i> para as capacitâncias mensuradas através do experimento formulado pelo grupo de estudo. ....	167
Figura 4.37 – Diagramas <i>box-plot</i> da capacitância das amostras do grupo R8 .....	168
Figura 4.38 - Diagramas <i>box-plot</i> da capacitância das amostras do grupo R9 .....	169
Figura 4.39 - Resultados das curvas de intensidade em função da energia de ligação. ....	171
Figura 4.40 - Resultados da porcentagem de transmitância em função do comprimento de onda, provando que a funcionalização dos nanotubos teve êxito. ....	172
Figura 4.41 – Micrografia obtida por MEV para a amostra R9. ....	173
Figura 4.42 – Micrografias obtidas por MEV dos NTCs como recebidos. ....	174
Figura 4.43 – Micrografias obtidas por MEV dos NTCs como recebidos. ...	174
Figura 4.44 – Indentações realizadas na amostra R8. ....	175
Figura 4.45 – Indentações realizadas na amostra R9. ....	176
Figura 4.46 - Diagrama <i>box-plot</i> dos resultados das médias das durezas obtidas. ....	176
Figura 4.47 - Diagrama <i>box-plot</i> dos resultados das tensões de ruptura das amostras R8 e R9. ....	178

Figura 4.48 - Diagrama *box-plot* dos resultados obtidos dos módulos de Young dos conjuntos de amostras R8 e R9. .... 180





## LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 – Os principais símbolos da lógica proposicional. ....	5
Tabela 2.2 – Tipos, fontes, órbitas, tamanhos e riscos relativos de impactos entre satélites artificiais e detritos espaciais. ....	23
Tabela 2.3 – Radiações, medidas e efeitos em circuitos integrados. ....	34
Tabela 2.4 – Resumo das camadas e das faixas de temperatura da atmosfera terrestre. ....	36
Tabela 2.5 – Relação entre a nomenclatura e a massa de satélites artificiais. ....	74
Tabela 2.6 – Relação entre as bandas e as frequências eletromagnéticas utilizadas para comunicação de satélites artificiais com o controle de solo. ....	78
Tabela 3.1 – Principais parâmetros adotados nas simulações no software OLTARIS. ....	92
Tabela 4.1 – Quadro comparativo de alguns materiais utilizados como proteções espaciais. ....	109
Tabela 4.2 – Alguns stakeholders da Tese identificados através dos sub diagramas de fluxos de contextos. ....	115
Tabela 4.3 – Quantificação paramétrica dos possíveis métodos utilizados para o desenvolvimento do objeto de estudo da Tese, o escudo. ....	121
Tabela 4.4 – Resultados do método científico da comparação entre as estruturas de uma bactéria e os subsistemas de um satélite artificial. ....	125
Tabela 4.5 – Resultados da aplicação do método científico da comparação e do método de engenharia biomimético empregado na substituição dos componentes orgânicos em componentes inorgânicos de uso espacial. ....	127
Tabela 4.6 – Resultados da comparação quantitativa entre os materiais candidatos para serem os substitutos dos lipídeos no compósito do escudo biomimético. ....	132
Tabela 4.7 - Resultados da comparação quantitativa entre os materiais candidatos para serem os substitutos das proteínas longas no compósito do escudo biomimético. ....	133

Tabela 4.8 - Resultados da comparação quantitativa entre os materiais candidatos para serem os substitutos das proteínas curtas no compósito do escudo biomimético.....	135
Tabela 4.9 – Estimativa de custos do desenvolvimento da Tese.....	136
Tabela 4.10 – Relação entre as proposições e as validações exigidas para serem consideradas verdadeiras. ....	138
Tabela 4.11 – Parâmetros simulacionais de entrada para a análise dos efeitos da radiação espacial através do software OLTARIS. ....	141
Tabela 4.12 – Resultados das análises físico-químicas necessárias para as caracterizações iniciais do objeto de estudo da Tese, o escudo biomimético.	142
Tabela 4.13 – Equações exponenciais das curvas de dose diária incidente no alvo dos prótons e nêutrons do albedo terrestre. ....	148
Tabela 4.14 - Equações exponenciais das curvas de dose diária incidente no alvo dos nêutrons do albedo terrestre. ....	151
Tabela 4.15 - Equações exponenciais das curvas de dose diária incidente no alvo dos raios cósmicos galácticos. ....	153
Tabela 4.16 - Equações exponenciais das curvas de dose diária incidente no alvo dos raios cósmicos galácticos. ....	154
Tabela 4.17 - Resultados dos experimentos dos cubos com 0,01 % em massa de nanotubos de carbono.....	155
Tabela 4.18 - Massas específicas das amostras pelo método de Arquimedes para as amostras pura e com 0,01% de NTC e 35% de carbetto de boro. ....	164
Tabela 4.19 - Massas específicas das amostras pelo método da divisão da massa pelo volume para as amostras pura e com 0,01% de NTC e 35% de carbetto de boro. ....	165
Tabela 4.20 - Resultados dos testes de vibração dinâmica ais quais os conjuntos de amostras foram submetidos. ....	170
Tabela 4.21 - Resultados das durezas das amostras dos conjuntos Pura, R8 e R9. ....	177
Tabela 4.22 - Resultados das tensões de ruptura dos conjuntos de amostras R8 e R9. ....	179

Tabela 4.23 - Resultados experimentais de cada conjunto amostral dos valores dos módulos de Young.....	181
Tabela A.1 – Resultados referentes ao Requisito 01. ....	191
Tabela A.2 – Resultados referentes ao Requisito 02. ....	192
Tabela A.3 – Resultados referentes ao Requisito 03. ....	193
Tabela A.4 – Resultados referentes ao Requisito 04. ....	194
Tabela A.5 – Resultados referentes ao Requisito 05. ....	195
Tabela A.6 – Resultados referentes ao Requisito 06. ....	196
Tabela A.7 – Resultados referentes ao Requisito 07. ....	197
Tabela A.8 – Resultados referentes ao Requisito 08. ....	198
Tabela A.9 – Resultados referentes ao Requisito 09. ....	199
Tabela A.10 – Resultados referentes ao Requisito 10. ....	200
Tabela A.11 – Resultados referentes ao Requisito 11. ....	201
Tabela A.12 – Resultados referentes ao Requisito 12. ....	202
Tabela A.13 – Resultados referentes ao Requisito 13. ....	203
Tabela A.14 – Resultados referentes ao Requisito 14. ....	204
Tabela A.15 – Resultados referentes ao Requisito 15. ....	205
Tabela A.16 – Resultados referentes ao Requisito 16. ....	206
Tabela A.17 – Resultados referentes ao Requisito 17. ....	207
Tabela A.18 – Resultados referentes ao Requisito 18. ....	208
Tabela A.19 – Resultados referentes ao Requisito 19. ....	209
Tabela A.20 – Resultados referentes ao Requisito 20. ....	210
Tabela A.21 – Resultados referentes ao Requisito 21. ....	211
Tabela A.22 – Resultados referentes ao Requisito 22. ....	212
Tabela A.23 – Resultados referentes ao Requisito 23. ....	213
Tabela B.1 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras puras. ....	214
Tabela B.2 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R1.....	215
Tabela B.3 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R2.....	216

Tabela B.4 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R3.....	217
Tabela B.5 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R4.....	218
Tabela B.6 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R5.....	219
Tabela B.7 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R6.....	220
Tabela B.8 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R7.....	221
Tabela B.9 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R8.....	222
Tabela B.10 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R9.....	223
Tabela C.1 - Medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R8 e R9 com composição de 0,05% de nanotubos de carbono em massa.....	224
Tabela C.2 - Medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R8 e R9 com composição de 0,1% de nanotubos de carbono em massa.....	225
Tabela C.3 - Medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R8 e R9 com composição de 10% de nanotubos de carbono em massa.....	226

## LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
AMR	Asa de Materiais e Reforços
CC	<i>Critical Charge</i>
CDR	<i>Critical Design Review</i>
CVPE	Ciclos de Vida de Produtos Espacial
CITAR	Circuitos integrados tolerantes à radiação
CME	<i>Coronal Mass Ejection</i>
COTS	<i>Component of the Shelf</i>
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DDC	<i>Deep Dielectric Charging</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
GEO	<i>Geosynchronous Earth Orbi</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
HEO	<i>Highly Elliptical Orbit</i>
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IDC	<i>Internal Dose Charging</i>
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
KDP	<i>Key Decision Point</i>
KPR	<i>Key Project Review</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
LET	<i>Linear Energy transfer</i>
MDC	<i>Mars Climate Database</i>
MEO	<i>Medium Earth Orbit</i>
MOS	<i>Metal Oxide Semiconductor</i>
MWCNT	<i>Multiple-Walled Carbon Nanotubes</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NTCs	Nanotubos de Carbono
NTCPS	Nanotubos de Carbono de Paredes Simples
NTCPM	Nanotubos de Carbono de Paredes Múltiplas
ORDEM2000	<i>Orbital Debris Engineering Model 2000</i>

OLTARIS	<i>On- Line Tool for the Assessment of Radiation in Space</i>
P&D	Pesquisa e Desenvolvimento
PDC	Ponto Chave de Decisão
PEUAPM	Polietileno de Ultra Alto Peso Molecular
<i>PPI</i>	<i>Project Performance International</i>
Q <sub>c</sub>	Carga crítica
RAS	Revisão da Aceitação do sistema
RAPV	Revisão da Assistência Pós Voo
RCD	Revisão crítica do Design
RCM	Revisão dos Conceitos da Missão
RD	Revisão do Descarte
RIS	Revisão da integração do Sistema
RMPL	Revisão da Montagem Pós Lançamento
RPD	Revisão Preliminar do Design
RLP	Revisão e Leitura da Produção
RRS	Revisão dos Requisitos de Sistema
RTEC	Revisão Textual dos Eventos Críticos
RTO	Revisão Textual das Operações
RTT	Revisão Textual dos Testes
RTV	Revisão textual do Voo
<i>SEE</i>	<i>Single Events Effects</i>
<i>SEU</i>	<i>Single Event Upset</i>
<i>SET</i>	<i>Single Event Transient</i>
SPG	Serviço de Pós-Graduação
SI	Sistema Internacional de Unidades Padronizadas
<i>SWCNTs</i>	<i>Single-Walled Carbon Nanotubes</i>
TECAMB	Tecnologias Ambientais
<i>TID</i>	<i>Total Ionization Dose</i>
<i>TNID</i>	<i>Totam Non Ionization Dose</i>

## LISTA DE SÍMBOLOS

A	Área, m <sup>2</sup>
↑+, ↑-	Giro frequência para o próton e para o elétron, respectivamente
E <sub>1</sub> , E <sub>  </sub>	Módulo de Young na direção 0°
E <sub>2</sub> , E <sub>⊥</sub>	Módulo de Young na direção 90°
E <sub>c</sub>	Energia crítica depositada
R <sup>u</sup>	Força máxima
ε <sup>u</sup>	Força máxima para a ruptura
ν <sub>12</sub> , ν <sub>  ⊥</sub>	Coefficiente de Poisson no plano
Gy	Gray
R <sub>1</sub> <sup>tu</sup>	Tensão máxima de tração na direção 0°
R <sub>1</sub> <sup>cu</sup>	Tensão máxima de compressão na direção 0°
R <sub>12</sub> <sup>su</sup>	Tensão de cisalhamento no plano
R <sub>13</sub> <sup>su</sup>	Resistência ao cisalhamento interlaminar quando aplicada uma força unidirecional a 0°
—	
R <sub>1</sub> <sup>fu</sup>	Resistência à flexão quando aplicada uma força compressiva à unidirecional a 0°
x	Média aritmética amostral
σ	Desvio Padrão
Nu	Número de espécimes
P <sub>x</sub>	Proposição lógica com sub índice “x”
P	Probabilidade
Pa	Pascal (N/m <sup>2</sup> )
N	Newton (m/s <sup>2</sup> )
Rad	<i>Radiation Absorbed Dose</i>





## SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Objetivos da tese .....	1
1.2 Intenções de uso da solução .....	2
1.3 Justificativa .....	2
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA .....	4
2.1 A lógica matemática proposicional .....	4
2.1.1 A análise proposicional lógica na pesquisa científica.....	6
2.2 O ciclo de vida de um produto espacial .....	7
2.2.1 A proposta do Ciclo de Vida do Produto Espacial da NASA .....	9
2.2.2 A proposta do Ciclo de Vida do Produto Espacial da ESA.....	10
2.2.3 Revisão crítica de projetos da ESA e da NASA .....	13
2.3 O método de coleta de necessidades por engenharia de requisitos da NASA .....	15
2.4 O método de coleta de necessidades por engenharia de requisitos da <i>Project Performance International</i> .....	16
2.5 O Método de design de soluções por engenharia de sistemas da NASA..	17
2.6 O método de design de soluções por engenharia de sistemas da ESA ....	19
2.7 O método de design de soluções por engenharia de sistemas da <i>PPI</i> .....	20
2.8 O ambiente espacial próximo à Terra .....	21
2.8.1 A constelação de detritos espaciais .....	21
2.8.2 A Atmosfera Terrestre .....	27
2.8.2.1 A Troposfera.....	29
2.8.2.2 A Tropopausa.....	29
2.8.2.3 A Estratosfera.....	30
2.8.2.4 A Estratopausa.....	30
2.8.2.5 A Mesosfera .....	31
2.8.2.6 A Mesopausa .....	31
2.8.2.7 A Termosfera ou Ionosfera.....	32
2.8.2.8 A Exosfera.....	35

2.8.2.9 A Magnetosfera .....	35
2.8.2.10 Os campos magnéticos oriundos da terra (interno).....	37
2.9 As Unidades básicas da radiação espacial.....	39
2.10 A radiação espacial .....	40
2.10.1 O Vento solar .....	41
2.10.1.1 As erupções solares .....	42
2.10.1.2 As ejeções de massas coronais ( <i>CME</i> ).....	42
2.10.1.3 Os ciclos solares .....	42
2.10.2 Os raios cósmicos galácticos ( <i>GCR</i> ).....	45
2.10.3 Os prótons e elétrons presos no campo magnético .....	45
2.11 Os efeitos da radiação na matéria.....	47
2.12 Os efeitos primários da radiação espacial na matéria .....	50
2.12.1 A profundidade da penetração da radiação.....	50
2.12.2 A transferência de energia linear.....	51
2.12.3 A dose total de ionização .....	52
2.12.4 A dose total de não ionização .....	52
2.12.5 Os efeitos secundários da radiação espacial na matéria .....	53
2.12.6 O evento singular de mudança do bit SEU.....	54
2.12.7 A dose de carregamento interno .....	54
2.12.8 O carregamento dos dielétricos.....	55
2.12.9 Carga crítica - <i>CC (Critical Charge)</i> .....	56
2.12.10 As partículas que causam danos à longo prazo (degradação).....	56
2.12.11 Os efeitos da radiação à longo prazo .....	56
2.12.12 Efeitos das cargas acumuladas.....	57
2.12.13 Outros efeitos ionizantes de curto prazo componentes eletrônicos ....	58
2.13 Os sistemas de proteções aos efeitos da radiação. ....	58
2.14 A tolerância à radiação.....	59
2.15 A abordagem de problemas de engenharia pelo método biomimético.....	59
2.15.1 As estruturas das paredes celulares .....	61
2.16 SOBRE O OLTARIS.....	65
2.16.1 Capacidades atuais do software .....	65
2.17 O epóxi.....	67

2.18 Os nanotubos de carbono (NTCs).....	70
2.19 Os satélites artificiais.....	74
2.20 As principais órbitas dos satélites artificiais.....	76
2.20.1 Órbita Geoestacionária <i>GEO (Geosynchronous Earth Orbit)</i> .....	76
2.20.2 Órbita baixa terrestre <i>LEO (Low Earth Orbit)</i> .....	77
2.20.3 Órbita média terrestre <i>MEO (Medium Earth Orbit)</i> .....	77
2.20.4 Órbitas helípticas <i>HEO (Highly Elliptical Orbit)</i> .....	77
2.21 As bandas de comunicação dos satélites.....	77
2.22 Os nano e pico satélites artificiais .....	78
3 MATERIAIS E MÉTODOS .....	80
3.1 Visão geral dos métodos .....	80
3.2 O método de engenharia de sistemas .....	81
3.2.1 O método de determinação do ciclo de vida do produto .....	82
3.2.1.1 Fase Pré-A: .....	84
3.2.1.1.1 O método de engenharia de requisitos.....	85
3.2.1.2 A Fase A:.....	87
3.2.1.3 A Fase B.....	88
3.2.1.4 A Fase C .....	89
3.2.1.5 A Fase D .....	89
3.2.1.6 A Fase E.....	90
3.3 O método de engenharia simulação computacional .....	91
3.4 O método de seleção de materiais .....	92
3.5 O método de funcionalização dos nanotubos .....	93
3.6 O método analítico de experimentos de Taguchi.....	94
3.7 O Polimento das amostras.....	99
3.8 Os ensaios de caracterização.....	100
3.8.1 Os ensaios de fadiga dinâmica .....	100
3.8.2 Ensaio de dureza.....	101
3.8.3 Ensaio de FT-IR .....	102
3.8.3.1 Ensaio de XPS .....	102
3.8.3.2 Ensaio de flexão em 3 pontos .....	103
3.8.4 Ensaio de micro capacitância .....	104

3.9 Os métodos científicos.....	105
3.9.1 O método científico hipotético-dedutivo.....	105
3.9.2 método científico da comparação.....	105
3.10 Materiais utilizados.....	106
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	108
4.1 Os resultados do método de engenharia de sistemas.....	108
4.1.1 Os resultados das análises da fase Pré-A.....	108
4.1.1.1 Os resultados identificação do problema proposto para a tese.....	108
4.1.1.2 . Os resultados da identificação da missão hipotética que o material será utilizado.....	110
4.1.1.3 ..... Os resultados da identificação dos usuários envolvidos e outros stakeholders.....	110
4.1.1.4 Os resultados da análise dos contextos.....	111
4.1.1.5 Os resultados da identificação inicial dos stakeholders.....	115
4.1.1.6 Resultados da identificação dos requisitos de missão. ....	116
4.1.1.7 Os resultados da identificação das medidas de eficácia de desempenho da missão.....	117
4.1.1.8 Os resultados da preparação das propostas do projeto.....	117
4.1.1.8.1 Os resultados do objetivo da missão hipotética.....	117
4.1.1.8.2 Os resultados da concepção e análise da órbita.....	118
4.1.1.8.3 O ambiente espacial.....	119
4.1.1.8.4 A definição da carga útil hipotética.....	119
4.1.1.8.5 A definição do módulo de serviço hipotético.....	120
4.2 Os resultados das análises da fase A.....	120
4.2.1 Os resultados do preparo do plano inicial de desenvolvimento do escudo.....	121
4.2.2 Os resultados da definição do documento de requisitos do sistema.....	122
4.2.3 Os resultados da alocação dos requisitos de desempenho para o próximo nível inferior.....	122
4.2.4 Os resultados dos conceitos operacionais da missão hipotética.....	122
4.2.5 Os resultados da identificação do ciclo de produção da Tese.....	123
4.3 Os resultados das análises da fase B.....	124

4.3.1 Os resultados do processo do design da solução .....	124
4.3.1.1 Resultados da análise do método biomimético .....	124
4.3.1.2 ..... Os resultados da escolha dos materiais do compósito embasado no biomimetismo .....	127
4.3.1.3 Os resultados da seleção da matriz do compósito .....	128
4.3.1.4 Os resultados da seleção das fibras de reforço .....	132
4.3.1.5 Os resultados da escolha do agente de proteção à radiação.....	133
4.3.1.6 Os resultados do levantamento dos custos de desenvolvimento .....	136
4.3.1.7 Os resultados da finalização dos requisitos de alto nível e início dos requisitos de baixo nível.....	136
4.3.1.8 Os resultados do estabelecimento da linha de base com as especificações do material e planos de verificação das propriedades .....	137
4.3.1.9 Os resultados dos métodos científicos .....	137
4.3.1.9.1 A hipótese científica .....	137
4.3.1.9.2 Os resultados da análise dos argumentativa.....	139
4.3.1.9.3 Os resultados da investigação da hipótese da tese .....	140
4.4 Os resultados das análises da fase C .....	140
4.4.1..... Os resultados do planejamento das simulações dos desempenhos dos materiais no ambiente espacial .....	140
4.4.2 Os resultados do desenvolvimento do plano de operações científicas embasados nos conceitos operacionais.....	141
4.5 Os resultados das análises da fase D .....	143
4.5.1 Os resultados das simulações para os prótons e nêutrons do vento solar para variações das porcentagens mássicas dos nanotubos de carbono. ....	144
4.5.2 Os resultados das simulações para os prótons e nêutrons do vento solar para variações das porcentagens mássicas do carbetto de boro.....	145
4.5.3 O primeiro afunilamento dos resultados .....	146
4.5.3.1 Resultados das simulações para o albedo terrestre de nêutrons .....	149
4.5.3.2 Resultados das simulações para os raios cósmicos galácticos .....	151
4.5.4 Nêutrons do GCR .....	153
4.5.5 Os resultados das análises das rotas de processamento .....	155
4.5.5.1 Os resultados das análises dos aspectos visuais .....	155

4.5.5.2 Os resultados das análises das massas específicas .....	164
4.5.5.3 Resultados dos testes de micro capacitância.....	166
4.5.5.4 Segundo afunilamento dos resultados .....	168
4.5.5.5 Resultados das análises de vibração mecânica uniaxial.....	170
4.5.5.6 Resultados das análises de XPS .....	171
4.5.5.7 Resultados das análises de FT-IR .....	172
4.5.5.8 ..... Resultados das micrografias dos NTCs como recebido e funcionalizados.....	173
4.5.5.9 Resultados das análises de dureza Vickers .....	175
4.5.5.10 Resultados das análises de tensão de ruptura.....	177
4.5.5.11 Resultados das análises dos módulos de Young .....	179
4.5.5.12 Segundo afunilamento de resultados .....	181
4.6 Resultados da fase E.....	182
5 CONCLUSÕES.....	183
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	186
ANEXO A – REQUISITOS DO ESCUDO BIOMIMÉTICO.....	191
ANEXO B – RESULTADOS NUMÉRICOS DAS MEDIDAS DE MICROCAPACITÂNCIA DE TODAS AS ROTAS DE PROCESSAMENTO EM FUNÇÃO DA MASSA DE 0,01% DE NTC EM MASSA .....	214
ANEXO C – RESULTADOS NUMÉRICOS DAS MEDIDAS DE MICROCAPACITÂNCIA DAS ROTAS R8 E R9.....	224
ANEXO D – MODELO DO DOCUMENTO DE ENTREVISTA COM OS STAKEHOLDERS.....	227

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 Objetivos da tese

O objetivo principal desta Tese foi o de investigar a capacidade de manufatura e de proteção de um sistema atenuante dos impactos com micro e nano detritos e dos efeitos nocivos da radiação em subsistemas embarcados em pico e nano satélites. O sistema se limita à proteção de satélites que executam suas missões em órbitas baixas, para o programa espacial brasileiro.

Os objetivos secundários foram:

- a) Investigar e mapear as algumas necessidades primordiais do programa espacial brasileiro para o sistema atenuador, através de partes adaptadas das metodologias de engenharia de requisitos e de sistemas;
- b) Propor e testar novas fontes de inspiração para a abordagem do tema;
- c) Selecionar uma solução protetiva balanceada entre as necessidades dos interessados e dos afetados pelo sistema;
- d) Propor uma ou mais rotas de processamento para a solução encontrada;
- e) Verificar a capacidade protetiva da solução proposta através de simulações computadorizadas;
- f) Verificar a capacidade protetiva da solução proposta através de testes físico-químicos laboratoriais;
- g) Verificar a capacidade protetiva da solução proposta através de métodos simulacionais;
- h) Investigar uma possível adaptação da solução para futuramente ser confeccionada através de processos de manufatura aditiva de modo direto (impressão 3D) ou indireto (moldes impressos).

## 1.2 Intenções de uso da solução

A solução foi concebida para futuro uso como matéria prima das paredes de fechamento e das estruturas dos nano e pico satélites. O sistema também pode ser utilizado como invólucros protetivos para subsistemas especiais diversos. O escopo do uso é restrito ao contexto espacial, mas futuramente poderá ser adaptado para aplicações terrenas, através de repasses de tecnologia para as indústrias de bens de consumo.

## 1.3 Justificativa

Novos materiais, desenvolvidos para os picos e nanos satélites brasileiros, são uma necessidade eminente do programa espacial brasileiro. Processamentos simples, relativos baixos custos e eficiência no cumprimento das necessidades dos *stakeholders* são características técnicas almejadas neste tipo de aplicação. O desenvolvimento norteado pela engenharia de sistemas e requisitos objetiva facilitar a adequação da pesquisa e do desenvolvimento de novos materiais com os métodos de engenharia empregados pela Agência Espacial Brasileira (AEB), pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e o Diretório do Centro de Tecnologia Aeronáutica (DCTA). Os *spin-offs*, voltados ao fomento do desenvolvimento do parque fabril nacional, também foram brevemente discutidos, com o intuito de conduzir a nação rumo à manufatura de produtos de altos valores agregados, beneficiando os setores acadêmicos, industriais e econômicos, de modo balanceado.

No contexto espacial, foi identificada a necessidade do desenvolvimento de um novo material, que porventura, poderá ser utilizado tanto para paredes de fechamento dos satélites, quanto para estruturas e invólucros de cargas úteis. Este material deve ofertar uma solução para o impacto com detritos e aos efeitos nocivos da radiação nos aparatos eletrônicos embarcados nos satélites de pequeno porte brasileiros. Esta necessidade mostrou-se eminente devido ao claro aumento de projetos e propostas de fabricação destes tipos de dispositivos,



não somente pela AEB, mas também por universidades e empresas privadas, além da escassez de um produto multifuncional no mercado mundial.

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1 A lógica matemática proposicional

Este tópico objetivou revisar sucintamente as regras básicas da análise lógica proposicional que foram aplicadas na hipótese científica deste trabalho. Qualquer informação complementar que o leitor necessitar poderá ser encontrada nas referências citadas neste subtópico.

A lógica matemática proposicional estuda a estrutura ou forma das sentenças através da aplicação das funções lógicas e da sua posterior análise. Ela consiste em um sistema dedutivo de proposições que objetiva prever um grupo de regras, a fim de determinar a validade dos raciocínios (BISPO et al. 2012).

Segundo Bispo et al. (2012), o número total de proposições lógicas pode ser calculado através da Equação 2.1.

$$NuP = 2^n \quad (2.1)$$

Também é possível estimar a probabilidade “P” de que todas as proposições sejam verdadeiras, ao utilizar o conectivo lógico “e”, como descrito na Equação 2.2.

$$P = \frac{\text{número de proposições verdadeiras}}{NP} \quad (2.2)$$

Aonde:

P = Probabilidade de o evento ser totalmente verdadeiro. NP = número total de combinações lógicas e n= número de proposições.

A Tabela 2.1 apresenta os principais conectivos da lógica proposicional, bem como suas descrições.

Tabela 2.1 – Os principais símbolos da lógica proposicional.

Símbolo do operador lógico	Descrição
$\sim$	Negação
$\wedge$	Conjunção
$\vee$	Disjunção inclusiva
$\underline{\vee}$	Disjunção exclusiva
$\rightarrow$	Se...então
$\leftrightarrow$	Se e somente se
$\Rightarrow$	Implica
	Tal que
$\Leftrightarrow$	Equivalente
$\exists$	Existe
$\nexists$	Não existe
$\exists  $	Existe um e somente um
$\forall$	Qualquer que seja

Fonte: Bispo et al (2012).

Uma proposição pode ser definida como

“...uma oração declarativa que tem um e somente um valor lógico atribuído, ou verdadeiro, ou falso.” (BISPO et al, 2012, p. 42) Já um argumento pode ser definido como “...sendo um conjunto de duas ou mais proposições ligadas por operadores lógicos e que contém, necessariamente uma conclusão.” (BISPO et al, 2012, p. 42).

Uma hipótese é uma posição ou opinião acerca de algum argumento. Trata-se de uma suposição, com intenções de ser posteriormente demonstrada ou verificada (ETIMOLOGIA, 2018).

Quando uma única proposição não é suficiente para explicar um fenômeno, é possível criarem hipóteses. Uma hipótese é uma posição ou opinião acerca de algum argumento. Trata-se de uma suposição, com intenções de ser posteriormente demonstrada ou verificada (ETIMOLOGIA, 2018).

As hipóteses são argumentos que inicialmente não são válidos. Para provar sua veracidade é necessário aplicarem testes na hipótese. Se a hipótese ser validada por diferentes testes, isto é um indício de que o fenômeno pode ser verdadeiro e explicável. No entanto, esta hipótese pode ser submetida a outros testes, que podem rejeitar a mesma. Quanto maior o número de testes da hipótese, mais robustos serão seus argumentos (BISPO et al, 2012).

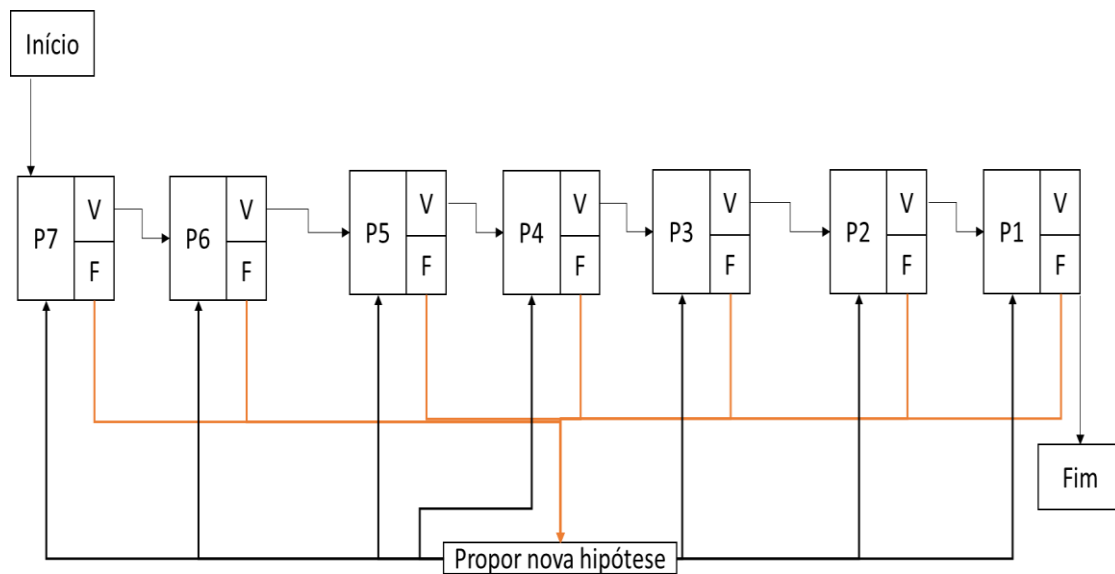
### **2.1.1 A análise proposicional lógica na pesquisa científica**

Segundo o método científico moderno, proposto inicialmente por Francis Bacon, todo cientista deve identificar o problema antes de iniciar uma pesquisa. Uma vez descrito um fenômeno, através de um ou mais argumentos, uma hipótese pode ser formulada. Em outras palavras, afirma-se uma suposição que poderia ser a explicação para o fenômeno observado, ou se identifica um novo conceito, idealizado, ao qual ainda não se sabe se é verdadeiro ou falso (BISPO et al, 2012).

Quando um enunciado de uma hipótese é refutado, tal afirmação não tem mais validade e, para explicar o fenômeno, é necessário introduzir uma nova suposição. Quando esta suposição proposta é válida, a hipótese inicial é verificada e, portanto, transforma-se em uma tese. Esta tese pode alcançar a categoria de lei e o conjunto de leis se transforma em teoria.

Dentro de um processo de pesquisa, as hipóteses são tentativas associadas a alguma variável concreta. Em suma, trata-se de uma proposta para resolver um fenômeno que inicialmente se apresenta como um problema (ETIMOLOGIA, 2018). A Figura.2.1 apresenta um fluxograma do teste lógico clássico de uma hipótese.

Figura 2.1 – Fluxograma do teste clássico de hipóteses.



Fonte: Produção do autor.

Uma análise lógica proposicional da hipótese auxilia os cientistas no entendimento das etapas a serem provadas. Esta também possibilita o cálculo da probabilidade de se encontrar um conjunto verdade geral, para validar a hipótese. Basicamente, cada proposição  $P_x$  é avaliada. Se for verdadeira, avalia-se a próxima,  $P_{(x-1)}$ . Se for falsa, propõem-se uma nova hipótese. Este é o fluxo mais simples de um teste lógico (BISPO et al, 2012). Outras técnicas de testes mais sofisticados podem ser encontradas nos trabalhos de Bispo et al (2012).

## 2.2 O ciclo de vida de um produto espacial

Este tópico objetivou apresentar dois modelos de Ciclos de Vida de Produtos Espacial (CVPE), visto que esta Tese desenvolveu um CVPE. Existem muitos autores que propõem vários modelos de ciclos, mas o escopo deste tópico se estendeu apenas aos *handbooks* de Engenharia de sistemas da NASA (em inglês: *National Aeronautics And Space Administration*) (NASA,2007) e da ESA (em inglês: *European Space Agency*) (ESA, 2009).

As execuções de missões espaciais costumadamente se mostram complexas e custosas, exigindo o desenvolvimento de novas tecnologias nas áreas de materiais, sistemas eletroeletrônicos, softwares, hardwares e principalmente novas estruturas de gerenciamento, para tentar minimizar os já elevados riscos de sucesso das missões. Como cada missão se caracteriza por um empreendimento distinto, não se aplicam modelos usuais de gestão de desenvolvimentos, habitualmente empregados nas indústrias de produção em massa. Logo, é necessário o desenvolvimento de sistemas de gerenciamento que visam a gestão de projetos ou produtos sempre distintos dos anteriores (NONO, 2016).

Os sistemas produtivos de uma agência espacial podem ser classificados como únicos ou por projeto, devido ao tamanho do pedido (único), volume de produção (baixo), flexibilidade do processo (alta). Assim, a competência humana e organizacional para realização do projeto é o principal “produto” a ser gerido (PERONDI, 2013).

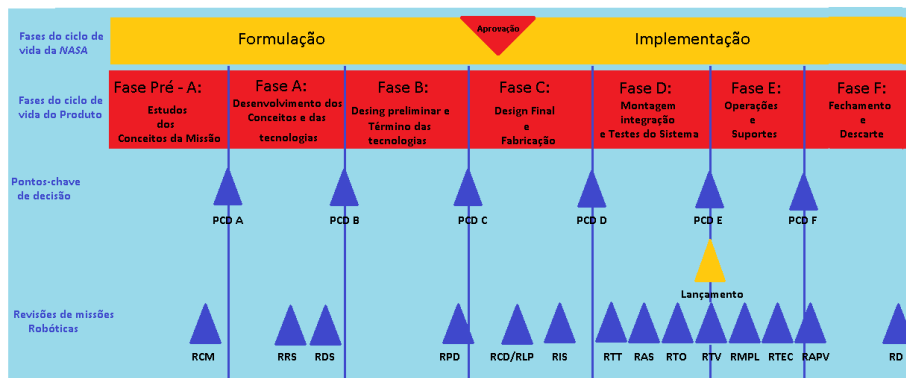
Cada projeto desenvolvido em uma agência espacial é complexo e leva anos para ser concluído. A solução encontrada pelas agências espaciais europeia e norte-americana foi a criação de modelos para o gerenciamento do ciclo de vida de seus projetos e produtos. Tais modelos, ou sistemas de gestão, se mostram distintos e bem definidos. Estas distinções remetem às condições geográficas, econômicas, culturais, das relações com os fornecedores, entre outros aspectos (NASA, 2007; ESA, 2009).

A metodologia adotada pelas organizações produtivas que trabalham com projetos únicos (produção de um satélite ou um aeroporto, por exemplo) ou por pequenos lotes (indústria aeronáutica) é baseada nas divisões dos projetos em diversas fases. Cada divisão possui objetivos e características específicas. A aprovação dos *baselines* ocorre em um evento chamado *decision gate*, que permite a passagem de fase, se determinadas condições forem satisfeitas. (PERONDI, 2013). A NASA publicou e disponibilizou, em 2007, a primeira edição de seu *handbook* de engenharia de sistemas (em inglês: *Systems Engineering Handbook*), voltada para projetos aeroespaciais (NASA, 2007).

## 2.2.1 A proposta do Ciclo de Vida do Produto Espacial da NASA

O *Systems Engineering Handbook*, publicado pela NASA apresenta o ciclo de vida de um projeto aeroespacial. Este é o guia de base utilizado por esta instituição para o desenvolvimento de projetos com altos níveis de complexidade. Devido ao aumento do sucesso das missões, este método de engenharia foi adotado como base em muitas outras instituições e agências espaciais. A Figura 2.2 apresenta o diagrama explicativo do processo. As informações detalhadas sobre cada revisão estão contidas no System Engineering Handbook da NASA (NASA, 2007).

Figura 2.2 – Representação esquemática do ciclo de vida de um projeto espacial.



As siglas que descrevem os eventos dentro e nas interfaces de cada Fase podem ser encontradas no glossário de siglas desta Tese.

Fonte: Adaptado de NASA (2007).

Cada uma das fases de desenvolvimento de um projeto, segundo essa metodologia foram elaboradas de forma que o projeto fosse conduzido de maneira incremental e cronologicamente ordenada. Dessa forma, é possível gerir, priorizar e maximizar da utilização da mão-de-obra nas atividades de cada fase. As revisões críticas são mandatórias e devem ser concluídas antes de iniciarem as atividades da fase seguinte. Um descritivo conciso de cada fases é apresentado nas alíneas a seguir:

- a) Pré - Fase A: Estudo do conceito (Identificação de alternativas);
- b) Fase A: Conceito e Desenvolvimento Tecnológico (Definição do projeto, identificação e início do desenvolvimento);
- c) Fase B: Projeto Preliminar e Conclusão Tecnologia (Estabelecimento de um projeto preliminar e desenvolver a tecnologia necessária);
- d) Fase C: Projeto Final e Fabricação (Término do design do sistema e construção / codificação dos componentes);
- e) Fase D: Montagem do Sistema, Integração e Testes, Lançamento (Integração dos componentes e verificação do sistema, preparação das operações do sistema e lançamento);
- f) Fase E: Operação e Sustentação (Operar e manter o sistema);
- g) Fase F: Descarte (Eliminação do sistema e análise de dados);

Fonte: NASA (2007).

### **2.2.2 A proposta do Ciclo de Vida do Produto Espacial da ESA**

A *ESA* propôs um método similar, porém não idêntico, para desenvolver os CVPEs. Dentre as principais diferenças, destacam-se a denominação da fase preliminar, onde no método da *NASA* o chama de Pré A e a *ESA* de Fase Zero e principalmente a flexibilidade de aprovação de cada fase, em especial a Fase C.

As fases da *ESA* são brevemente descritas nas alíneas abaixo. Como, de modo geral são similares as da *NASA*, estas foram apresentadas de forma resumida.

- a) As fases O (zero), A e B são consideradas as fases preparatórias. São focadas na: elaboração dos sistemas funcionais, dos requisitos técnicos e da identificação dos conceitos técnicos necessários para que a missão

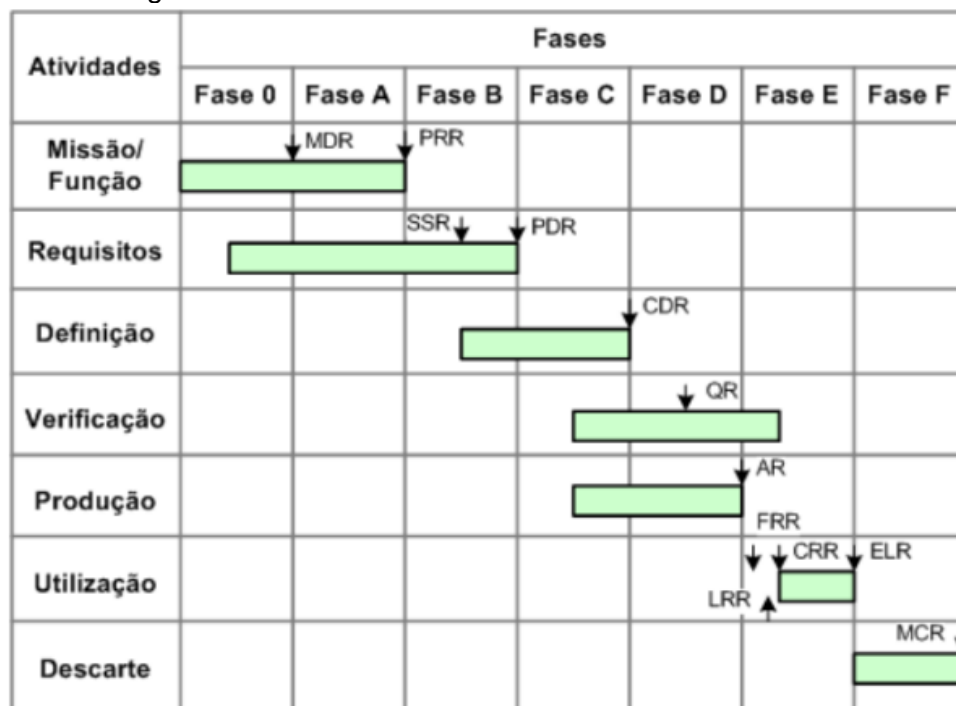


seja cumprida. O escopo desta fase também abrange a identificação de todas as atividades e recursos requeridos para o desenvolvimento dos segmentos de solo e espaço do projeto e as avaliações de risco iniciais do projeto e do programa.

- b) As fases C e D, algumas vezes identificadas como as “fases de desenvolvimento”, compreendendo todas as atividades e requisitos para o desenvolvimento dos sistemas de solo e espacial bem como seus produtos.
- c) A fase E compreende todas as atividades e requisitos para operar, utilizar e manter os produtos do projeto.
- d) A fase F compreende todas as atividades e requisitos para o descarte seguro de todos os produtos físicos dos projetos tanto em terra quanto no espaço (ESA, 2009).

No final de cada fase existem também as revisões chave do projeto (em inglês: *Key Project Review* ou *KPR*) para assegurar que as tarefas de cada fase foram finalizadas e para preparar os inícios das fases subsequentes. A Figura 2.3 apresenta o fluxograma de projetos proposto pela *ESA*. Os significados das siglas podem ser encontrados *System Engineering handbook* da *ESA* (ESA, 2009).

Figura 2.3 – Representação das fases de um projeto espacial segundo o *Handbook* de engenharia de sistemas da ESA.



Fonte: ESA (2009).

Tanto na metodologia proposta pela NASA, quanto na proposta pela ESA, a transição de uma fase para outra é concretizada por meio de um evento de aprovação dos resultados obtidos. Existem diferenças marcantes entre estes eventos. Enquanto a NASA denomina estes eventos como Pontos Chave de Decisões (em inglês: *Key Decision Points* ou *KDP's*). A ESA os denomina como Portais de Decisão (em inglês: *Decision Gates*). No método da NASA, o evento, depois de ocorrido congela o design, enquanto o da ESA, permite voltar à fase anterior caso seja identificada alguma mudança pertinente (NASA, 2007; ESA, 2009).

Usualmente, o grupo de gestores e executores dos projetos é multidisciplinar e diversas atividades são realizadas durante cada fase. Na NASA, quando ocorrer desvios de cronograma, novas ações e prazos são reestabelecidos para finalizar todas as atividades pendentes para aquela fase, barrando o início das atividades da fase seguinte. Este processo permite uma melhor identificação e

mapeamento dos riscos do projeto, a fim de garantir um melhor preparo e maior prontidão das equipes nas próximas fases, além das verificações e validações das atividades, análises e informações geradas naquela fase (NASA, 2007). Para cada ponto chave de decisão, as decisões a serem tomadas se resumem em:

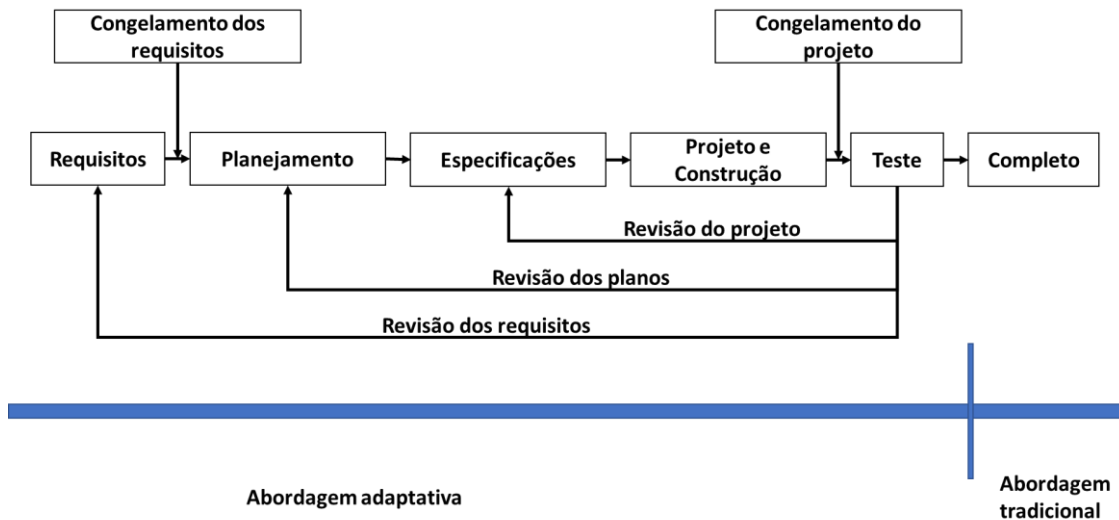
- a) Aceitável: Prosseguir com o projeto para a próxima fase;
- b) Aceitável com ressalvas: Prossiga com o projeto e resolva todos os itens pendentes de conclusão para aquela fase;
- c) Inaceitável: Não prossiga com o projeto. Retomar as atividades da fase anterior e fazer nova apresentação quando maturidade estiver maior;
- d) Irrecuperável: Terminar o projeto imediatamente.

Como já explicado, existem vários pontos de decisão atrelados ao desenvolvimento de um projeto em sistemas de produção baseados em projetos únicos ou pequenos lotes (NASA, 2007; ESA, 2009).

### **2.2.3 Revisão crítica de projetos da ESA e da NASA**

No método da *ESA*, um dos principais pontos é a Revisão Crítica do projeto (em inglês: *Critical Design Review* ou *CDR*), que é uma revisão acerca da maturidade do projeto. Esta etapa estabelece o início ou não da fase de fabricação das peças, montagem, integração e testes. Realiza-se, portanto, uma revisão completa do produto, verificação e validação dos requisitos, criação de um plano de ação, devidamente documentado, para cada uma das questões e problemas ocorridos durante o projeto, até então. Ao fim da *CDR*, há um congelamento do projeto para permitir o início da fabricação do produto, chamado “*Design Freeze*”. No entanto, a *ESA* permite a flexibilidade de alteração do design, caso na hora da construção, seja identificada alguma falha crítica (ESA, 2009). A Figura 2.4, mostra esta etapa no método da *ESA*.

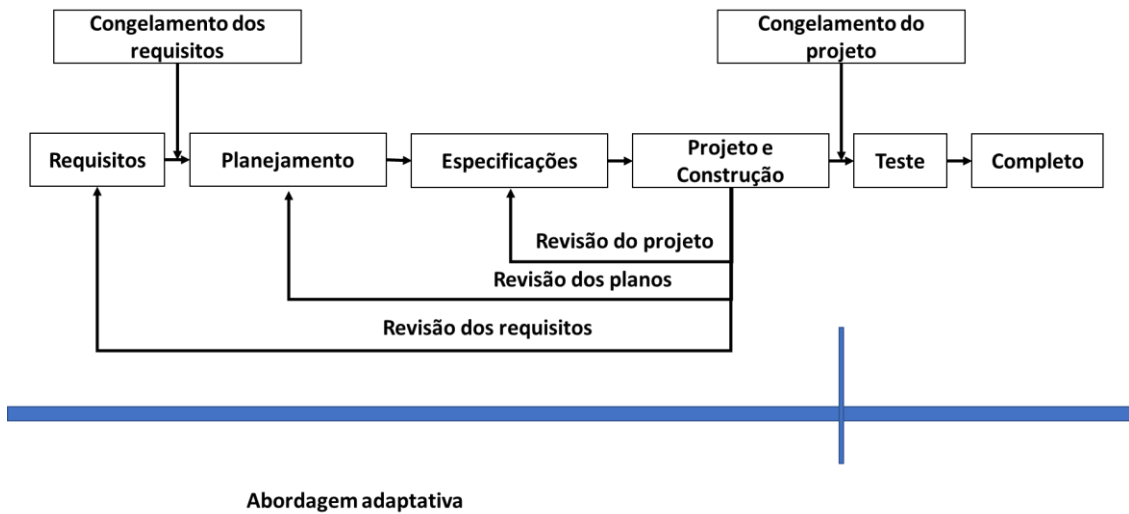
Figura 2.4 – Representação Esquemática do *Design Freeze* proposto pela ESA.



Fonte: Produção do Autor.

No método da NASA, cada fase tem seu escopo muito bem definido e são separadas pelos assim denominados, pontos chave de decisão ou como está descrito no *handbook*, “*KDP*” (*keys decision points*). Os *KDP*'s são definidos como os limites entre as fases do ciclo de vida dos projetos e produtos. Estes limites de fase são estabelecidos de modo a fornecerem naturalmente os pontos de decisão para ir ou não para as fases seguintes. A decisão de proceder pode ser acompanhada de garantias que o projeto ou produto estão dentro do período acordado. Logo, se o projeto for reprovado numa das *KDP*'s, não é permitido o ingresso para a fase seguinte (NASA, 2007). A Figura 2.5 apresenta uma representação, em forma de fluxograma, das etapas de um projeto da NASA e os pontos de *design freeze*.

Figura 2.5 – Representação Esquemática do *Design Freeze* proposto pela NASA.

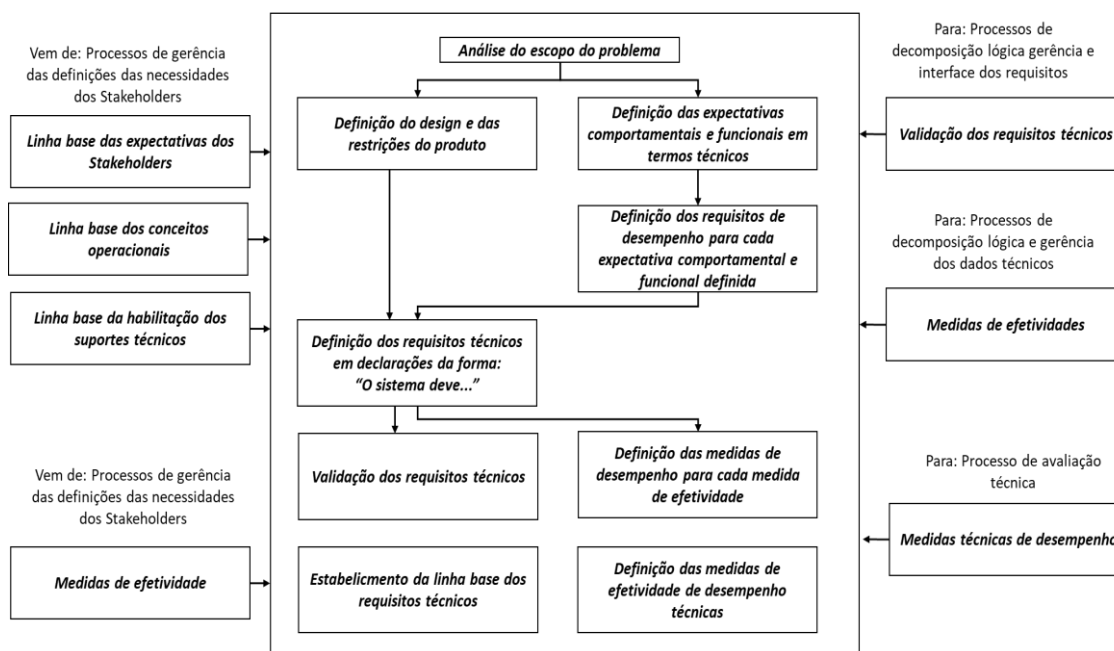


Fonte: Produção do Autor.

### 2.3 O método de coleta de necessidades por engenharia de requisitos da NASA

No contexto de da engenharia, requisitos são as traduções das necessidades, aspirações e anseios dos interessados nos produtos, processos ou serviços que serão ofertados. Os requisitos são originários da coleta e estudo destas necessidades e, que após tratamento adequado, são transformadas em especificações. Logo, especificações são o produto formal da análise das necessidades. As especificações são aquelas que definem os limites precisos de desempenho do produto, processo ou serviço. Estas são normalmente identificadas após testes, sejam com protótipos de engenharia, com simulações de serviços ou outros testes capazes de medirem a qualidade (NASA, 2007). A Figura 2.6 representa um esquema simplificado do processo proposto pela NASA para a coleta e a análise dos requisitos de uma missão espacial.

Figura 2.6 – Representação Esquemática das atividades de coletas e análise dos requisitos de um produto espacial, proposto pela NASA.



O método de engenharia de requisitos da NASA é considerado por outros autores, como Hallingan e Anz-Meador como completo, porém complexo, exigindo uma grande equipe multidisciplinar e um grande esforço coletivo para conduzi-lo.

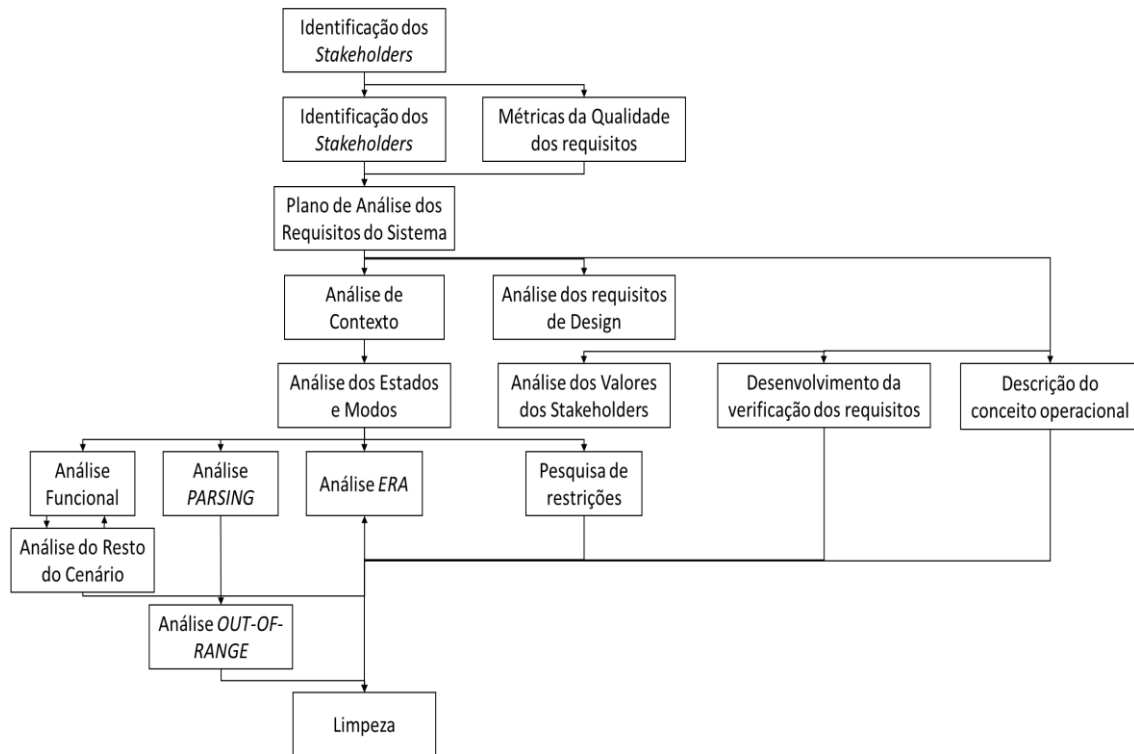
Fonte: NASA (2007).

## 2.4 O método de coleta de necessidades por engenharia de requisitos da *Project Performance International*

A figura abaixo representa um esquema simplificado do processo proposto pela empresa australiana *Project Performance International* ou *PPI* para análise dos requisitos. Este método é uma alternativa aos métodos de engenharia de requisitos propostos pelas agências espaciais. Nele, o fluxograma é conciso e objetivo ao detalhar as atividades para elicitar os requisitos. A Figura 2.7 apresenta o fluxograma do método. Hallingan, (2015), afirma que os investimentos de tempo e recursos nas fases iniciais dos projetos tendem a gerar economia no ciclo de vida geral do produto, evitando gastos com retrabalhos e reanálises. Logo, a prática da análise das necessidades e da transformação destas em requisitos e depois em especificações são vantajosas às corporações

que trabalham em produtos de alta complexidade, como é o caso dos sistemas espaciais.

Figura 2.7 – Fluxograma adaptado proposto por Hallingan.



O fluxograma de atividades proposto por Hallingan é visualmente mais simples, quando comparado com os da NASA e da ESA. No entanto o autor afirma que este método enxuto é capaz de gerar requisitos concisos e verificáveis.

Fonte: Adaptado de Hallingan (2015).

## 2.5 O Método de design de soluções por engenharia de sistemas da NASA

A NASA criou seu próprio método para propor soluções, verificá-las, testá-las, construí-las e geri-las, chamado Engenharia de Sistemas Espaciais. Este foi um processo pioneiro, iniciado em meados dos anos 60, que levou a agência espacial norte-americana ao sucesso em muitas das suas missões. (NASA, 2009).

A engenharia de sistemas se embasa nos preceitos do pensamento sistêmico. Nas alíneas abaixo, estão os preceitos da engenharia de sistemas.

- a. Um elemento ou qualquer subconjunto de elementos de um sistema só contribui para a finalidade do sistema;
- b. Um elemento ou qualquer subconjunto de elementos de um sistema afeta pelo menos uma outra parte ou subconjunto;
- c. Um elemento ou qualquer subconjunto de elementos de um sistema afeta todo o sistema;
- d. A tentativa de otimizar os parâmetros dos elementos pode comprometer a eficácia e a eficiência do propósito do sistema;
- e. Pense global e aja local;
- f. Em tudo o que você faz, faça com a eficácia do sistema em mente.

Fonte: (ESA, 2009; NASA, 2007).

Este método de solução de problemas complexo engloba todo o ciclo de vida do produto, assim como a gestão de suas etapas. A visão geral do processo de engenharia de sistemas é apresentada na Figura 2.8. Do lado esquerdo do V encontra-se as fases de Pré A, A e B. O vértice é representado pela fase C, onde se inicia o processo de fabricação dos modelos. O lado direito do V se encontram as fases D, E e F.



Figura 2.8 – Ciclo de vida das revisões segundo a NASA.

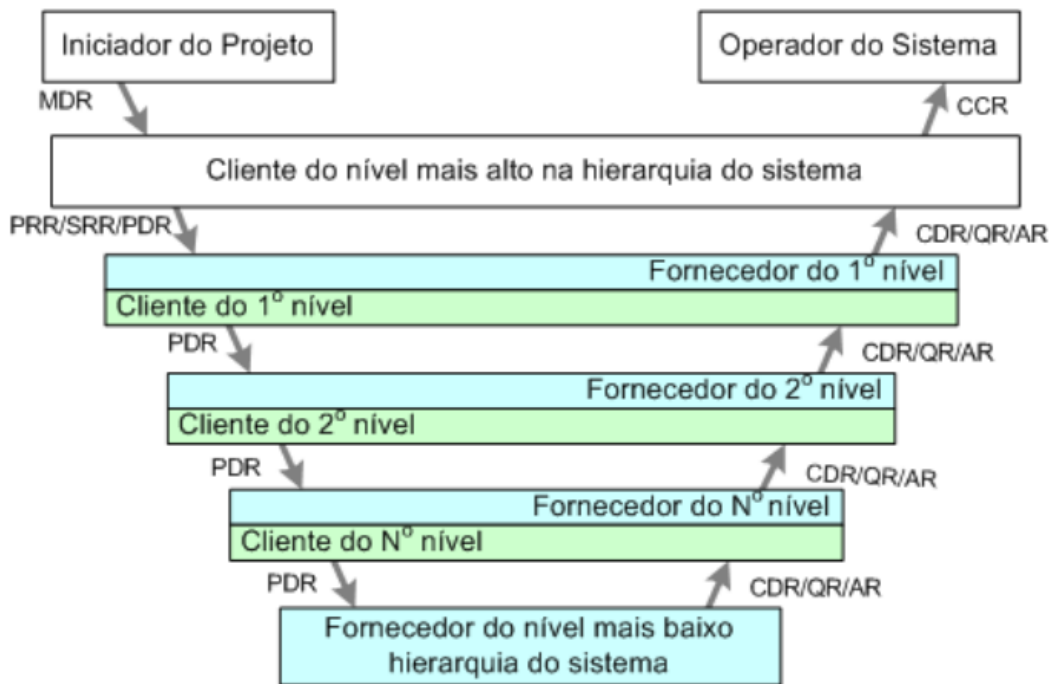


Diagrama em V proposto pelos autores da NASA é similar ao proposto pelos autores da ESA, a diferença principal se encontra no vértice do “V”, onde ocorre a Revisão Crítica do Projeto (em inglês *Critical Design Review – CDR*).

Fonte: Adaptado de ESA (2009) e NASA (2007).

## 2.6 O método de design de soluções por engenharia de sistemas da ESA

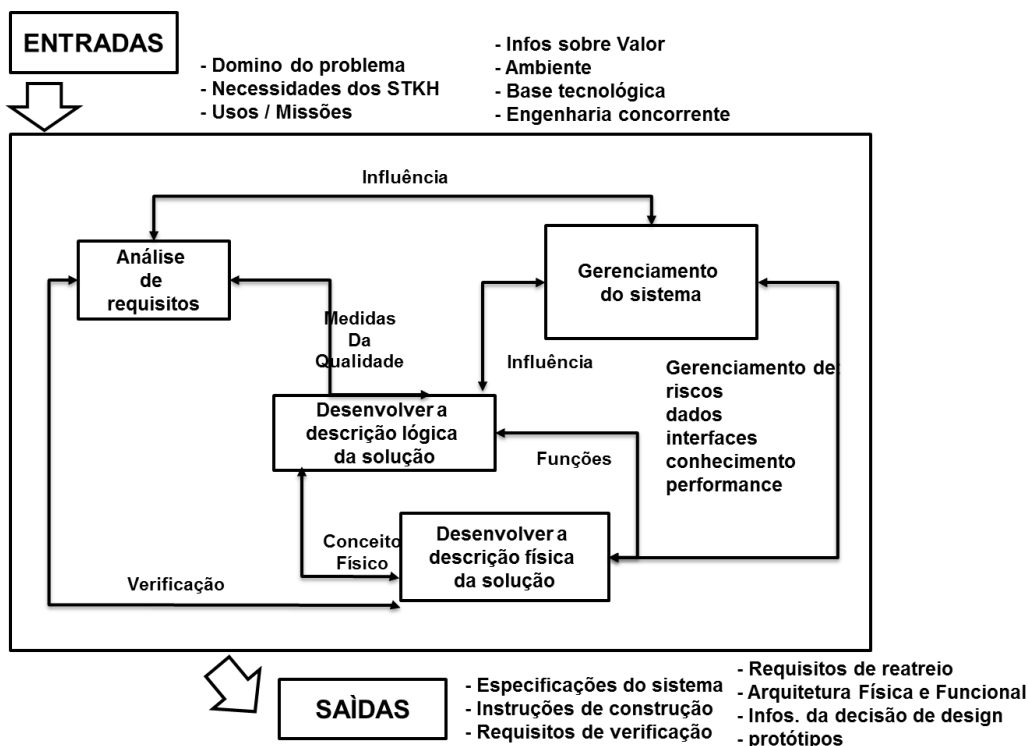
Devido ao grande sucesso da NASA em seus empreendimentos espaciais, a União Europeia decidiu, em meados dos anos 90 criar a sua adaptação do método de engenharia de sistemas espaciais. Embasado nos conceitos e ordenações do método da NASA, a ESA formulou um método similar, mas com maior flexibilidade, devido as grandes diferenças culturais que existem em cada nação europeia. A flexibilidade, no caso da ESA se fez necessária para que a agência espacial conseguisse integrar todos os corpos de engenharia em um único grande pensamento sistêmico (ESA, 2009).

## 2.7 O método de design de soluções por engenharia de sistemas da PPI

A PPI propõe um método diferenciado para o desenvolvimento da engenharia de sistemas. Nele, não é determinado um ciclo de vida do produto e uma abordagem através de diagramas de fluxos de contextos é aplicada. Este método derivou da engenharia de softwares australiana e hoje é empregado por muitas empresas de grande porte (HALLINGAN, 2015).

O modelo da PPI utiliza entradas para o sistema, como as necessidades dos *stakeholders*, os usos do produto, as informações de valor de mercado e outros atributos sistêmicos. A Figura 2.9 esquematiza de forma sucinta o método.

Figura 2.9 – Diagrama representativo do método de engenharia de requisitos proposto por Hallingan.



Os fluxos de informações, energia e matéria dentro do método de engenharia de requisitos são descritos pelas setas. Todas as entradas de informações no sistema têm o objetivo de prover as saídas de informações acima especificadas. O método proposto por Hallingan enfatiza a utilização de fluxogramas sinérgicos par visualização do escopo geral das atividades.

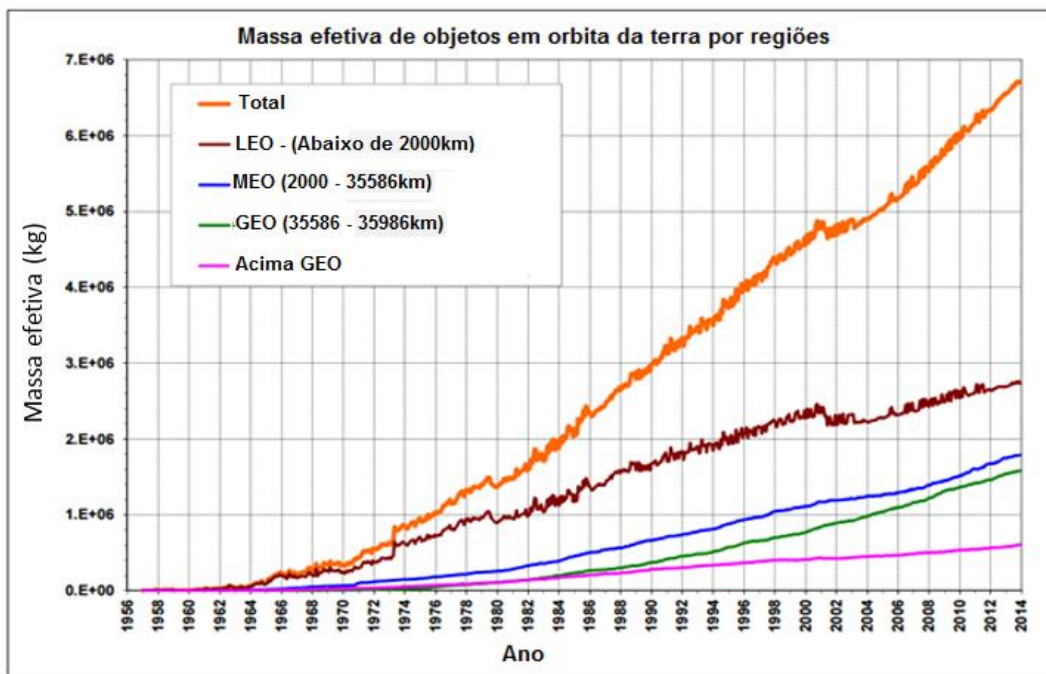
Fonte: Adaptado de Hallingan (2015).

## 2.8 O ambiente espacial próximo à Terra

### 2.8.1 A constelação de detritos espaciais

O ambiente espacial próximo à Terra apresenta características únicas como: amplo gradiente térmico, fontes diversas de radiações ionizantes, interferências eletromagnéticas, descargas eletrostáticas e detritos espaciais (MAZUR, 2003; CHRISTIANSEN et al., 2004 e INÁCIO, 2015). O sucesso de uma missão espacial está intimamente ligado à estas fontes de riscos, que determinam grande parte da confiabilidade no desempenho dos materiais componentes exigidas. Anz-Meador, (2015) afirmou que sistema atenuadores dos riscos são indispensáveis para a garantia da missão dos satélites, e em especial, os que desempenham missões de longas durações. A Figura 2.10 apresenta a variação da quantidade de massa de objetos presentes nas principais órbitas utilizadas pelos satélites de 1956 a 2014.

Figura 2.10 - Gráfico do acúmulo da massa efetiva de detritos em função dos anos.



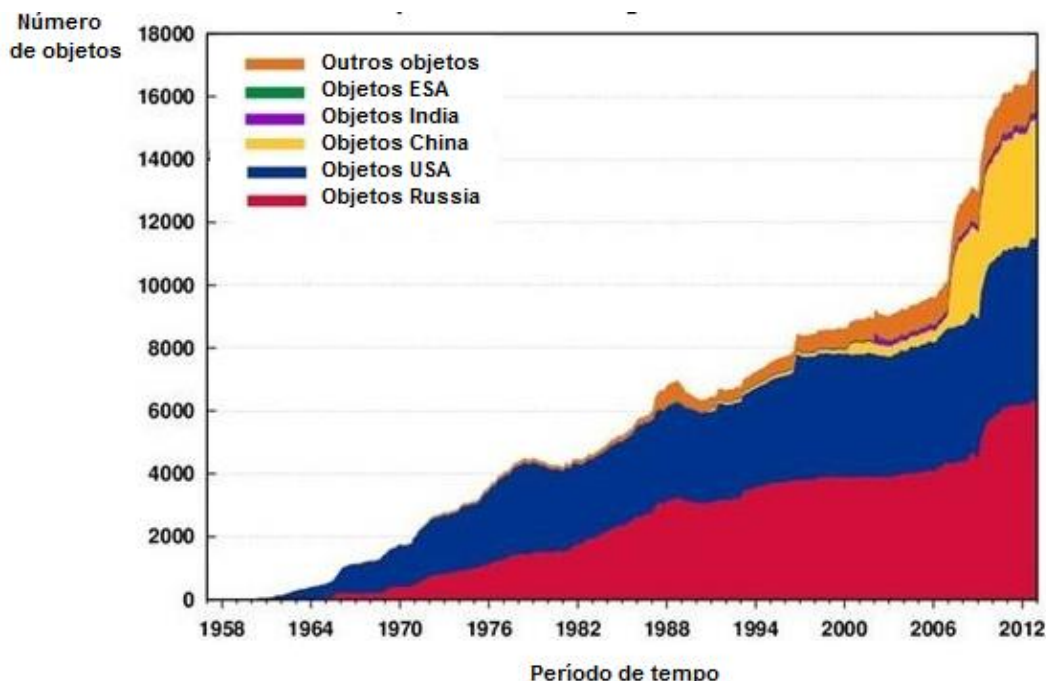
Os acúmulos de massa efetiva de objetos nas órbitas terrestres mais utilizadas por satélites artificiais nos últimos 59 anos.

Fonte: Anz-Meador (2015).

Segundo a revista *Orbital Debris Quartely News*, editada por Anz-Meador, o crescente número de lançamentos anuais tem intensificado o problema de acúmulo de detritos espaciais (ANZ-MEADOR, 2015).

A ESA também divulgou, em seu site, a evolução do número de objetos rastreados em função do tempo. A Figura 2.11 apresenta os resultados de 50 anos de atividades espaciais. Ocorreram cerca de 4900 lançamentos e aproximadamente 6600 satélites foram postos em órbitas. Destes, 3621 ainda estão em órbita e somente 1000 continuam em operação (ESA, 2015).

Figura 2.11 - Objetos em órbita catalogados até outubro de 2012.



Representação gráfica da evolução do número de detritos em órbita terrestre em função do tempo, compreendido dezembro de 1956 até outubro de 2012.

Fonte: Adaptado de ESA (2015).

As principais fontes de impactos são os detritos provenientes de outros lançamentos, colisões entre satélites desativados, corpos errantes provenientes do espaço, chamados meteoroides, a poeira de  $Al_2O_3$ , ou óxido de alumínio, micro e nano particulada, formada pelos milhares de lançamentos de foguetes movidos à oxidação de pó de alumínio metálico, ejeções de núcleos de reatores

de satélites russos dos anos 80, testes militares chineses de armas antissatélites e pedaços provenientes da erosão da superfície de carcaças, devido a degradação pelos raios ultravioleta provenientes do sol (EUROPEAN SPACE AGENCY, 2015). A Tabela 2.2 apresenta um quadro demonstrativo dos principais detritos que orbitam a Terra, bem como seus tamanhos médios e suas fontes.

Tabela 2.2 – Tipos, fontes, órbitas, tamanhos e riscos relativos de impactos entre satélites artificiais e detritos espaciais.

Tipo	Fonte	órbita	Tamanho médio (m)	Risco Relativo
Satélites	Missões orbitais	LEO, MEO e GEO	$10^{-2}$ a 10	Baixo
Carcaças de Lançadores	Lançamentos	LEO	1 a 30	Baixo
Juntas ejetadas dos lançadores	Lançamentos	LEO	$10^{-3}$ a 1	Baixo
Capsulas de satélites	Lançamentos	LEO	1 a 10	Baixo
Fragmentos	Colisões	LEO, MEO e GEO	$10^{-3}$ a 5	Alto
Fragmentos	Testes de armas anti satélites	LEO	$10^{-9}$ a $10^{-6}$	Médio
Ejeções de Núcleos de reatores	Satélites desativados	LEO, GEO	$10^{-3}$ a $10^{-2}$	Baixo
Lascas de tinta e de metais	Erosão pela radiação ultravioleta	LEO, MEO e GEO	$10^{-9}$ a $10^{-2}$	Alto
Micrometeoróides	Cosmos	LEO, MEO e GEO	$10^{-6}$ a $10^{-3}$	Baixo

LEO – Sigla em inglês para *Low Earth Orbit*, em português, Órbitas baixas; MEO – Sigla em inglês para *Medium Earth Orbit*, em português, Órbitas Terrestres Médias; GEO – Sigla em inglês para *Geosynchronous Earth Orbit*. As descrições mais detalhadas podem ser encontradas no subtópico 2.20 desta revisão bibliográfica.

Fonte: Adaptado de ESA (2005).

A ESA, em seu site, divulgou uma imagem ilustrativa da distribuição dos detritos catalogados na órbita terrestre, apresentado na Figura 2.12. Segundo a agência,

a grande concentração de corpos em órbitas baixas é devido aos lançamentos mal sucedidos e suas explosões. Os corpos mais externos são atribuídos a pedaços de satélites em órbitas altas provenientes principalmente de colisões.

Figura 2.12 - Distribuição dos detritos em órbita na Terra.



Representação proposta pela ESA para a distribuição dos detritos em órbita na Terra, catalogados até 16/04/2013, onde se observa o acúmulo de detritos nas órbitas baixas e na órbita geoestacionária.

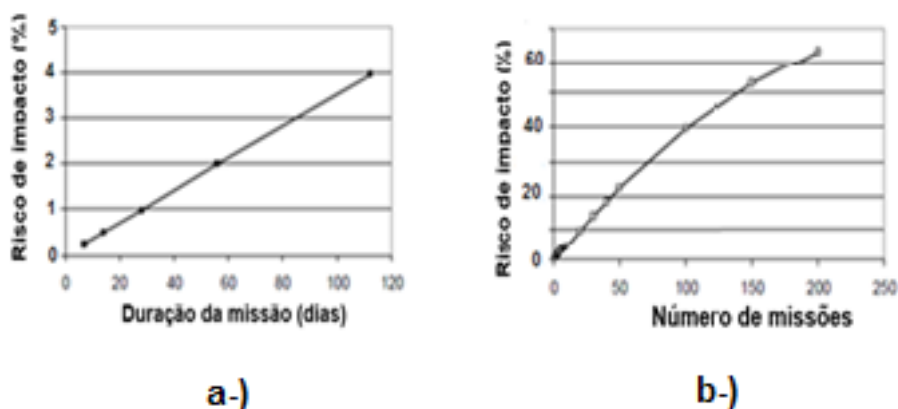
Fonte: ESA (2015).

Em ambas as fontes de dados é notório o crescimento exponencial dos detritos espaciais. Este crescimento gera a necessidade de sistemas protetivos espaciais com urgência, principalmente devido ao processo demorado de pesquisa e desenvolvimento de produtos espaciais. A presença de detritos e micrometeoróides é um perigo real e eminente ao sucesso das missões, e segundo Christiansen (2003), não deve ser subestimado. O autor afirmou categoricamente que “...esta é uma situação perigosa e prejudicial ao sucesso das missões espaciais...” (CHRISTIANSEN, 2003).

Segundo a NASA (2007), prover uma proteção adequada para os possíveis impactos de detritos em satélites são essenciais ao futuro das missões espaciais.

A Figura 2.13a apresenta uma perspectiva do risco de falhas em uma missão espacial comparado à duração desta missão. As análises da NASA também revelaram a tendência do aumento do risco é linear. Já o risco de falha da missão em função do número de missões apresentado como uma exponencial decrescente. O risco se torna maior que em uma situação linear pois a experiência e os conhecimentos acumulados contribuem para a minimização dos erros. A Figura 2.13b apresenta o risco comparado ao número de missões realizadas e a tendência exponencial. Apesar das taxas de crescimento diferentes, ambos os gráficos apresentam um claro aumento do risco de impactos (CHRISTIANSEN, 2009).

Figura 2.13 - Risco de impactos entre detritos e satélites artificiais.



Representações gráficas dos riscos efetivos de colisão entre satélites artificiais e detritos em relação a (a) duração da missão e (b) número de missões.

Fonte: Adaptado de Christiansen (2009).

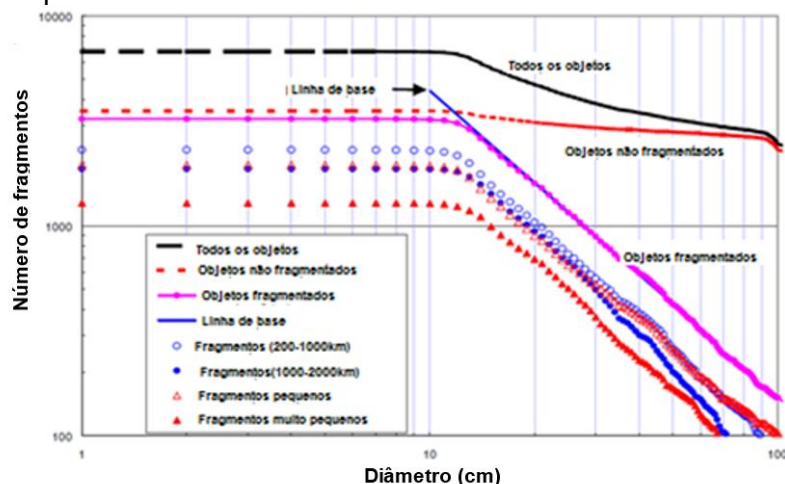
Segundo relatórios da NASA, dentre os vários tipos de detritos orbitais, destacam-se os pedaços de lançadores e as partes não funcionais de satélites e detritos provenientes de eventos de colisão. Os danos devido ao impacto com estes detritos são significativamente menores que os observados em eventos de colisão com meteoróides, visto que estes normalmente viajam em velocidades muito maiores. Um meteoróide possui uma gama de velocidades ampla, variando de alguns metros por segundo, até centenas de quilômetros por segundo (ANZ-MEADOR, 2015).

No caso dos detritos catalogados, geralmente, em órbitas baixas, as velocidades de impactos são da ordem de 10 km/s até 15 km/s. Em altitudes até 400 km as velocidades são menores, e atingem até 9 km/s (ANZ-MEADOR,2015; LIOU et al. 2002; ESA 2016).

O ambiente dos detritos é composto de fragmentos metálicos, lascas de tintas e óxido de alumínio e outros 16 tipos de componentes. Tipicamente, os cálculos dos riscos de colisão assumem a densidade de 2,8 g/cm<sup>3</sup>, correspondente ao alumínio metálico. A proposta atual do modelo do ambiente dos detritos para propósitos de estudos de blindagens é o ORDEM2000, sigla para *Orbital Debris Engineering Model 2000*, descrito no documento NASA TP-2002-210780 (LIOU et al., 2002).

O cenário mostrado na Figura 2.14 justifica a necessidade de proteções dos subsistemas vitais para os êxitos das missões dos satélites. O aumento significativo população de detritos da probabilidade de impactos catastróficos fizeram que agências espaciais como a ESA e a NASA compreendessem a necessidade do uso de dispositivos protetores para garantir de sucesso das missões futuras (ESA, 2016).

Figura 2.14 - Relação entre o número de fragmentos orbitando a terra e seu diâmetro aproximado.



Fonte: Adaptado de Liou (2002).

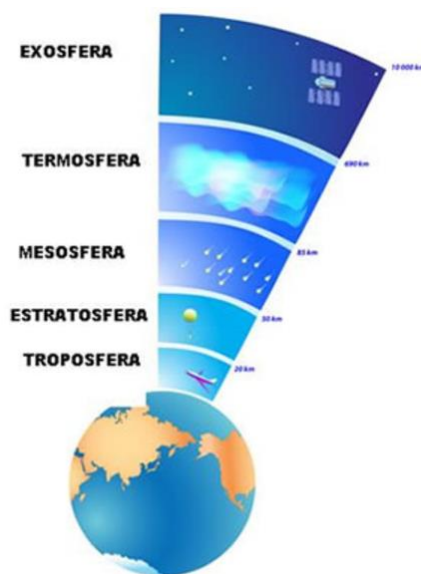


## 2.8.2 A Atmosfera Terrestre

Existência da Atmosfera é fundamental para o suporte da vida na Terra. As camadas da atmosfera juntas compõem uma extensão de aproximadamente 1.000 km. São divididas em Troposfera, Estratosfera, Mesosfera, Termosfera e Exosfera. Entre estas camadas existem as camadas meso. Estas são subdivisões que apresentam propriedades intermediárias entre as camadas superiores e inferiores. As espessuras não se distribuem de forma igualitária e cada camada se define pela variação de acordo com a densidade dos elementos químicos que as compõem, de forma que, à medida que se afastam da superfície da Terra, mais rarefeitas elas se tornam (INPE, 2019).

A Figura 2.15 apresenta uma representação esquemática das camadas da atmosfera da Terra.

Figura 2.15 – Representação esquemática da atmosfera terrestre.



Representação gráfica da atmosfera terrestre e das suas principais camadas, dispostas em níveis como aparecem na realidade.

Fonte: INPE (2019).

A Atmosfera Terrestre também apresenta gradientes de pressão distintos. O gráfico da Figura 2.16 apresenta os diferentes valores de pressão em função da

densidade e da temperatura. Três pontos singulares se destacam nessa representação, os três picos de temperatura, localizados na Troposfera, Estratopausa e Termosfera, ou Ionosfera. O pico contido na Troposfera é relacionado à força gravitacional e à atração mútua do sistema massa-massa. Este efeito aumenta a densidade desta camada, fazendo que esta seja capaz de receber mais energia solar e esquentar. O pico da Estratopausa é relacionado ao acúmulo de gases menos densos que o ar abaixo e o pico na Ionosfera é relacionado à energia dos íons, excitados pela radiação ionizante espacial, que compõem esta camada (INPE, 2018).

Figura 2.16 – Gráfico esquemático da atmosfera terrestre.

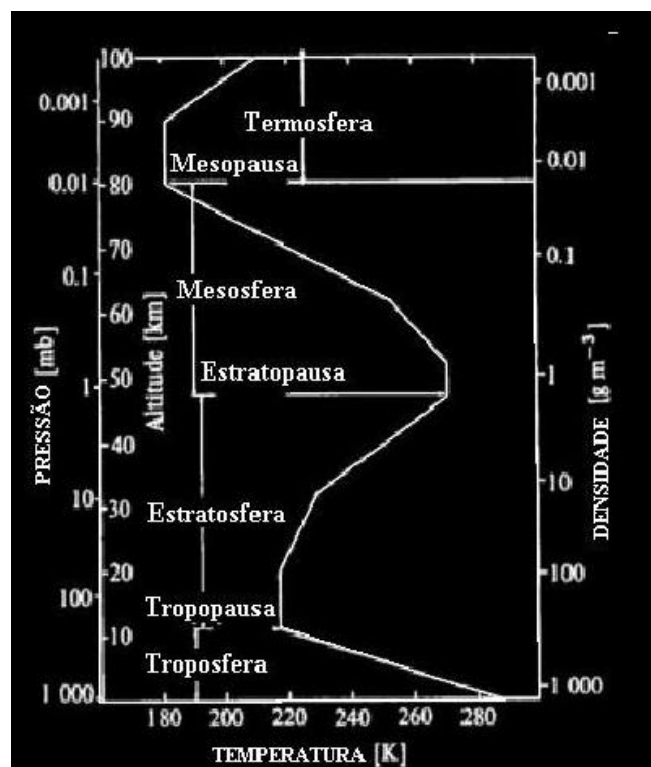


Gráfico da densidade em função da temperatura e pressão da atmosfera terrestre e das suas principais camadas.

Fonte: INPE (2018).

### 2.8.2.1 A Troposfera

A palavra Troposfera é composta por duas palavras de origem grega: *tropos* e *sphaira*. *Tropos* “*τρόπος*” significa 'direção', 'giro', do verbo grego *τρέπο*, "girar". *Sphaira*, significa esfera. Deste modo, troposfera significa a esfera que tem movimento, tem giro. É definida então, como a parcela da atmosfera mais densa e onde se encontram os ventos fortes. A Troposfera é a camada mais próxima à crosta terrestre. Nela, estão contidos os gases usados na respiração de plantas e animais. Composta predominantemente pelos mesmos elementos encontrados em toda a atmosfera, nitrogênio, oxigênio e gás Carbônico. Quase todo o vapor encontrado na Atmosfera situa-se na Troposfera, que representa 75% da massa atmosférica. A espessura da Troposfera atinge cerca de 17 km nas regiões trópicas e pouco mais que 7 km nas regiões polares. É mais alta no verão do que no inverno e sobre centros de alta pressão do que sobre centros de baixa pressão. A sua característica principal é a variação vertical da temperatura, também chamado "gradiente térmico".

A temperatura na Troposfera decresce com a altitude, na vertical, cerca de 0,65°C/100m, chamado gradiente térmico normal ou positivo. Nos limites superiores da troposfera está localizada a "corrente de jato" (*Jet Stream*) fluxo de ventos fortíssimos, às vezes superiores a 370km/h. A direção do *jet stream* é predominantemente de oeste para leste, nas latitudes temperadas (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

### 2.8.2.2 A Tropopausa

A Tropopausa é a camada de transição que separa o topo da Troposfera da camada seguinte, a Estratosfera. Possui 3 a 5 km de espessura. É mais alta no equador e mais baixa nos polos. As temperaturas da Tropopausa não variam consideravelmente como na Troposfera. No equador a variação apresenta limites entre -80°C a -90°C. Nos polos a variação é muito menor, admitindo uma temperatura constante de -40°C (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

Sua estrutura é foliar, isto é, é formada por 3 folhas (subcamadas): tropical, subtropical e polar. Estas folhas são produtos das "correntes de jatos" ou "*Jet streams*" que produzem quebras na tropopausa, em alguns casos com variações de altura superior a 6.000 m. A corrente de jato ocorre abaixo do ramo tropical, com seu núcleo cerca de 3 Km abaixo da Troposfera. Nela, cessam todos os fenômenos climáticos comuns à troposfera, embora possa ser atravessada pelas grandes trovoadas. Sua principal característica é a isotermia, isto é, seu gradiente térmico vertical é isotérmico. A temperatura não varia ou pouco varia na vertical (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

### **2.8.2.3 A Estratosfera**

Estratosfera é um termo proveniente do Grego *stratós*, que quer dizer "material espalhado de modo homogêneo", mais *sphaira*, que como definido acima, significa esfera. Estratosfera é a segunda camada mais próxima da Terra. Do topo da Tropopausa até cerca de 20 Km, o gradiente é isotérmico; a 20 Km até cerca de 50 Km a temperatura aumenta, chegando a atingir valores positivos; a partir deste nível volta a cair até cerca de - 80°C. Dentro da Estratosfera existe uma camada de ozônio, chamada Ozonosfera, que apresenta 25 a 50 Km de espessura, funcionando como filtro, protegendo contra a radiação ultravioleta penetrante. Na estratosfera aparecem nuvens nacaradas, que se assemelham a madrepérola devido à coloração brilhante, à altura de 20 a 30 Km sobre as latitudes temperadas, quando é noite à superfície. Estas nuvens são formadas por pequenas porcentagens de vapor d'água existentes nestes níveis (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

### **2.8.2.4 A Estratopausa**

Estratopausa é a camada de transição que está situada entre a estratosfera e mesosfera. A maior parte do ozônio da atmosfera situa-se em torno de 22 quilômetros acima da superfície do Planeta Terra, na região próxima à

estratopausa, na parte superior da estratosfera. Na estratopausa está o ponto de inflexão da temperatura, sua temperatura se mantém em torno de 0°C. Os movimentos de ar nesta região são quase em sua totalidade horizontais, obedecendo aos ventos da estratosfera (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

#### **2.8.2.5 A Mesosfera**

Mesosfera é um termo proveniente da união de duas palavras gregas: *meso* que quer dizer “meio” e *shparia*, ou “esfera”. Logo esta camada recebe este nome por se situar virtualmente no meio da divisão atualmente aceita. Nesta camada atmosférica há uma substancial diminuição da temperatura chegando até a -100 °C em seu topo. Está situada entre a estratopausa em sua parte inferior e mesopausa em sua parte superior, se encontra entre 50 a 85 km de altitude. É na mesosfera que ocorre o fenômeno da aeroluminescência, ligado às emissões fotônicas da hidroxila, além da combustão dos meteoroides (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

A mesosfera é uma região pouco conhecida e conseqüentemente misteriosa da atmosfera. Sabe-se que é possível monitorar as ondas de maré e ondas de gravidade através dos movimentos que se propagam através dos gases ionizados desta região. Nesta região também é possível observar as ondas atmosféricas que são facilmente observáveis devido ao fenômeno da aeroluminescência. Segundo alguns autores na estratosfera se encontra a grande parte do ozônio, embora a altitude da ozonosfera varie sazonalmente com alturas de até 80km (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

#### **2.8.2.6 A Mesopausa**

Mesopausa é um termo de origem grega. Provêm da fusão das palavras *meso* que significa meio e *pausa*, que significa término ou limite com o adjacente. Esta camada marca o limite entre a mesosfera e a termosfera e está situada

aproximadamente entre 80 km e 95 km de altitude. Esta camada é marcada por apresentar um gradiente positivo de temperatura (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

### **2.8.2.7 A Termosfera ou Ionosfera**

Termosfera e Ionosfera são terminologias diferentes que retratam a mesma camada atmosférica. Quando observado pela ótica da variação de temperatura é mais apropriado utilizar o termo Termosfera. Quando se observa a camada pela ótica das interações com campos eletromagnéticos, a terminologia correta é Ionosfera. Esta camada está localizada acima da mesopausa, sua temperatura aumenta com a altitude rapidamente, até onde a densidade das moléculas é tão pequena que se movem em trajetórias que raramente se chocam. É a camada onde ocorrem as auroras (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

Termosfera é um que se originou da fusão de duas palavras gregas, *thérmos* que significa “quente” e *shparia*, ou esfera. Esta camada recebe esse nome devido ao grande aumento da temperatura, em relação às camadas anteriores. A Termosfera pode atingir valores próximos à 1000 °C, em circunstâncias especiais como quando o sol está no auge de sua atividade, ou *solar máximus*. O calor irradiado pelo sol é o principal motivo deste aumento de temperatura, mas em menor intensidade temos o “chuveiro” de partículas ionizantes do sol e do cosmos. Estes fenômenos excitam os gases rarefeitos ali contidos, fazendo com que ganhem energia e se tornem quentes. A baixa pressão dos gases propicia maior absorção da radiação solar fazendo com que esta seja a camada mais quente da atmosfera (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

O termo Ionosfera é a junção das palavras gregas *íon*, “o que vai”, de *íonai*, “ir” e *shparia*, que significa esfera. Esta camada da atmosfera vai desde 85 km, até aproximadamente 640 km de altitude, em relação à superfície do planeta Terra. Os gases compostos predominantemente por oxigênio e nitrogênio reagem devido radiação ultravioleta, raios-x e radiação gama provindos do Sol e dissociam-se em íons. Assim, formam-se camadas ionizadas que variam conforme a hora do dia, época do ano, vento solar, entre outros. A Ionosfera também refrata as ondas de rádio de frequências específicas, primariamente a

faixa de HF (conhecida como Ondas Curtas de 3 MHz a 30 MHz). É esta refração que torna as comunicações de rádio possíveis ao longo do mundo. As quatro regiões distintas da ionosfera são denominadas D, E, F1 e F2 (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

A camada D é a região mais baixa da Ionosfera. A máxima ionização ocorre durante a tarde, mas os seus íons se dissipam rapidamente fazendo com que de noite ela quase desapareça. Esta camada é responsável por absorver as frequências de rádio, mas não as refratam. Quanto mais ionizada está a camada D, maior será a absorção da energia das ondas de rádio. Frequências acima de 10 MHz não são absorvidas pela camada D, mas as bandas mais baixas são geralmente sem uso para a comunicação de longa distância durante o dia, devido a este fenômeno (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

A camada E é similar à camada D pois também dissipa seus íons rapidamente durante a noite. Porém, a camada E pode refratar sinais de rádio e causar seu rebatimento de volta para a Terra. De noite, quando a camada E é muito fraca, os sinais de rádio tendem a passar diretamente através dela. Algumas vezes, até sinais de VHF são refratados pela camada E, causando interessantes efeitos na propagação desta faixa (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

As camadas F1 e F2 são agrupadas na chamada Região F. De fato, elas se combinam em uma única camada durante a noite. A Região F é a mais importante para as comunicações de longa distância em Ondas Curtas. Esta camada retém sua ionização por mais tempo que as outras camadas e permanece ionizada durante a noite, mesmo não sendo de forma tão densa. Sua intensa ionização durante as horas do dia refrata as altas frequências, mas durante a noite ela permite que estas ondas a atravessem. As baixas frequências, abaixo de 10 Mhz são refratadas de volta à Terra durante a noite. (INPE, 2018; MAZUR, 2003). A Figura 2.17 apresenta uma esquematização gráfica das camadas da Ionosfera do planeta Terra.

Figura 2.17 – Gráfico esquemático das camadas da Ionosfera terrestre.

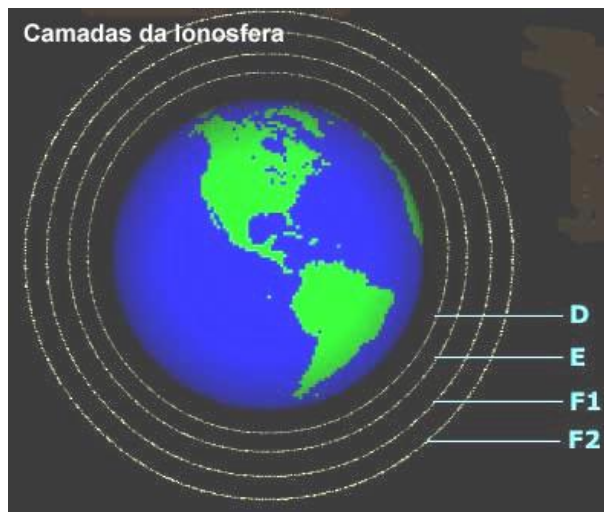


Ilustração representativa das camadas da termosfera ou ionosfera terrestre, descrevendo suas posições relativas.

Fonte: INPE (2015).

A Tabela 2.3, proposta por XASPOS (2013), fornece os dados dos tipos de radiações em baixa órbita e suas energias máximas detectadas, fluxos máximos, alguns efeitos em circuitos integrados, bem como a capacidade de proteção da ESA até então.

Tabela 2.3 – Radiações, medidas e efeitos em circuitos integrados.

Radiation	Maximum Energy	Maximum Flux	Radiation Effects	Shielding Effectiveness
Trapped Protons	~ 500 MeV	~ $10^5 \text{ cm}^{-2}\text{s}^{-1}$ (> 10 MeV)	TID, DD, SEE	Moderate
Trapped Electrons	~ 10 MeV	~ $10^6 \text{ cm}^{-2}\text{s}^{-1}$ (> 1 MeV) <sup>a</sup>	TID, DD, ESD	High
Galactic Cosmic Rays	~ $10^{11}$ GeV	~ $10 \text{ cm}^{-2}\text{s}^{-1}$	SEE	Low
Solar Particle Events	~ 10 GeV/n	~ $10^5 \text{ cm}^{-2}\text{s}^{-1}$ (> 10 MeV/n)	TID, DD, SEE	Moderate

<sup>a</sup>Quiet time conditions

Fonte: Xaspos (2013).



#### **2.8.2.8 A Exosfera**

Exosfera é um termo que se origina da fusão das palavras gregas *exo*, que significa “externo”, “do lado de fora” e da palavra *spharia* que significa esfera. Logo Exosfera é a camada atmosférica mais externa da Terra, alcançando até 1.000 km de altura. É composta basicamente por gás hélio e hidrogênio. Nessa camada os efeitos da gravidade da Terra são muito fracos e virtualmente não existem. Por esse motivo, as partículas se desprendem do campo gravitacional da Terra com facilidade (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

Nela encontram-se os satélites de dados e os telescópios espaciais. Na exosfera observamos a mudança gradativa da concentração das substâncias atmosféricas para as substâncias do espaço interplanetário. Esta camada é tão ionizada quanto a ionosfera e alguns cientistas supõem que sua altura atinja 1.000Km. A exosfera não exerce a filtragem da radiação solar devido à pouca densidade de suas partículas e aos gases muito rarefeitos que a constitui. O quadro abaixo sumariza as principais características de cada camada. (INPE, 2018; MAZUR, 2003).

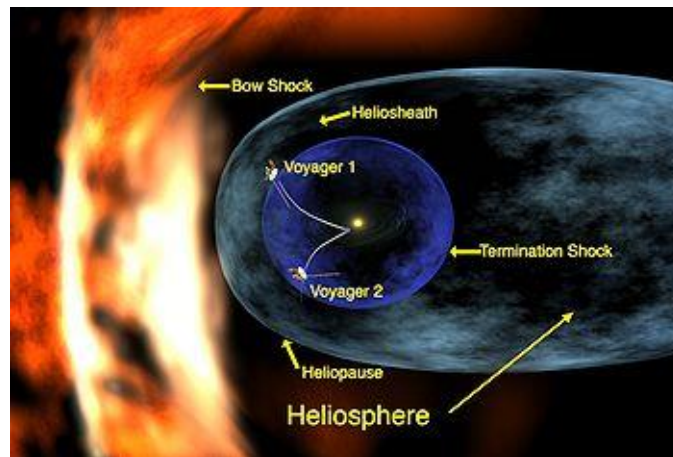
#### **2.8.2.9 A Magnetosfera**

Magnetosfera é uma palavra formada pela união dos termos gregos “*magneto*” e *shparia*, ou esfera. A palavra magnetismo tem origem na Grécia antiga. Em uma cidade chamada Magnésia foi observado um minério com a propriedade de atrair objetos de ferro. A este minério foi dado o nome de magnetita. A magnetosfera se encontra no espaço interplanetário e seu limite externo oscila em torno de 60.000 a 100.000 km da terra (ESA, 2010; XASPOS et al, 2013).

As características físicas do ambiente próximo ao planeta terra não são constantes e interferem nos funcionamentos de satélites. Fontes externas de potencial eletromagnético como o Sol e planetas próximos tem influência direta sobre o ambiente magnético próximo à Terra, como demonstrado na Figura 2.18. Outras fontes eletromagnéticas provenientes do universo também contribuem

para a complexidade do sistema. O pouco conhecimento que a humanidade possui acerca do Universo torna o entendimento das influências magnéticas externas ao sistema solar extremamente complexas de se estudar. Estas interferências vindas do universo fora do sistema solar são atenuadas, em parte, pelo grande campo magnético emitido pelo sol e por planetas com grandes massas como Júpiter e Saturno. (ESA, 2010; NASA 2015; XASPOS et al 2013)

Figura 2.18 – Ilustração esquemática da magnetosfera solar.



Fonte: NASA (2015).

A Tabela 2.4 sumariza os das camadas e das faixas de temperatura da atmosfera terrestre.

Tabela 2.4 – Resumo das camadas e das faixas de temperatura da atmosfera terrestre.

Camada	Faixa de Temperatura (°C)	Faixa de altura (km)
Troposfera	50 até -50	0 – 20
Estratosfera	-60 até -50	20 – 50
Mesosfera	-100 até -60	50 – 80
Termosfera / Ionosfera	-100 até 1000	80 – 640
Exosfera	-260 até 1000	640 – 1.000
Magnetosfera	-270 até -260	1.000 – 100.000

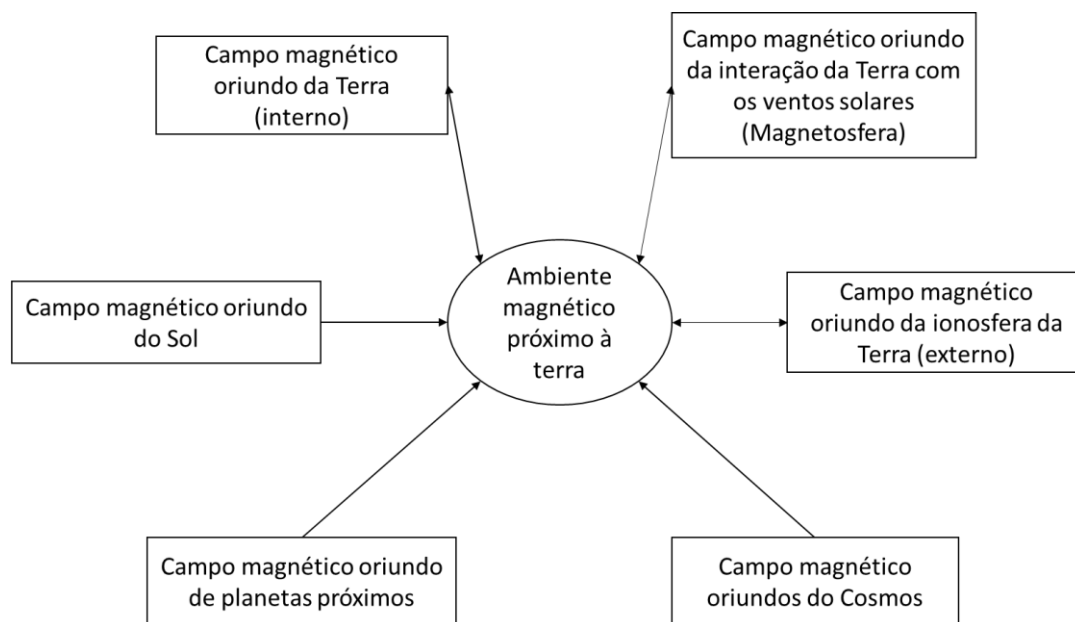
Fonte: INPE (2018).

### 2.8.2.10 Os campos magnéticos oriundos da terra (interno)

O campo magnético da Terra é proveniente do movimento do núcleo fundido do planeta. Cargas elétricas presentes no magma são submetidas a um movimento circular. Este movimento induz um campo magnético que se estende por todo ambiente relativamente próximo. O campo magnético terrestre também é o responsável majoritário pela movimentação do fluxo de plasma nas regiões próximas à Terra. Deste modo, o campo magnético terrestre determina os limites da ocorrência plasma. (ESA, 2010)

O diagrama de contexto da Figura 2.19 apresenta as interfaces do ambiente magnético próximo à Terra.

Figura 2.19 – Diagrama de contexto do ambiente magnético próximo à Terra.



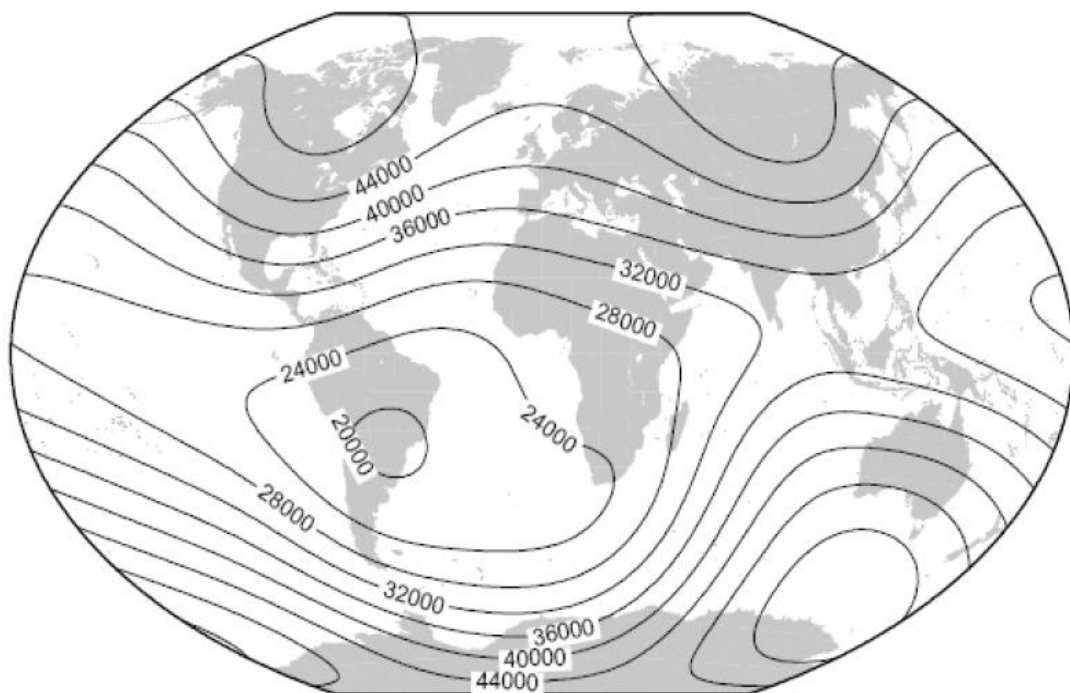
Fonte: Produção do Autor.

Sob condições estáveis de atividade solar e geomagnética, o campo magnético terrestre apresenta uma variação de tempo em uma escala de meses, séculos, ou mais, com amplitude entre Zero e até algumas centenas de nT/ano. A

morfologia do campo do núcleo é dipolar, pelo menos distante da Terra, e está inclinado ao eixo de rotação da Terra por Cerca de 11 graus. (XASPOS, 2013)

Sobreposto a este campo proveniente do movimento do magma central encontra-se o campo magnético estático de fontes geológicas na litosfera e no manto superior. Tipicamente o campo dessas rochas decai rapidamente com o distanciamento da fonte. Por exemplo, na órbita terrestre baixa, o a assinatura crustal provavelmente não passa de cerca de 20  $\eta$ T, decaindo rapidamente com altitude. Tradicionalmente, a combinação do núcleo e do campo crustal é referida como a 'Campo principal'. O "campo principal" médio, conforme medido na superfície da Terra, é Retratado na Figura 2.20. (XASPOS, 2013)

Figura 2.20 - Intensidades de Campos magnéticos resultantes sobre a superfície terrestre.



Os campos magnéticos representados nesta figura são a soma de todos os campos, provenientes da rotação do núcleo, da Litosfera e de interações eletromagnéticas com o Cosmos ao redor. São dados experimentais que foram coletados por satélites de pesquisa, conforme Xaspos (2013) afirmou em sua obra.

Fonte: Xaspos (2013).

O campo magnético também é usado amplamente para medição de atitude e para subsistemas de naves espaciais. Para o ajuste fino dos apontamentos são utilizados dispositivos chamados de magneto-torques (ESA, 2015).

## **2.9 As Unidades básicas da radiação espacial**

As unidades de radiação são relações entre grandezas físicas usadas para quantificar a atividade de um radionuclídeo, ou a dose de radiação ionizante depositada, em um dado objeto. As unidades do Sistema Internacional de unidades (SI) são o Becquerel, o Gray e o Sievert (INFOPÉDIA,2019).

O Becquerel, cujo símbolo é Bq, representa a atividade de um radionuclídeo decaindo em uma taxa de uma transição nuclear espontânea por segundo. Deste modo,  $1 \text{ Bq} = 1 \text{ s}^{-1}$ . A unidade anterior à esta definição foi o Curie (Ci), equivale a  $3,7 \times 10^{10}$  Bq. O Curie foi originalmente escolhido por Pierre e Marie Curie para aproximar a atividade de 1 grama de rádio-226 (INFOPÉDIA,2019).

A unidade Gray, cujo símbolo é Gy, é a unidade SI de dose absorvida. É definida como a dose absorvida de energia por unidade de massa exposta à radiação ionizante. Uma unidade de Gray equivale à 1Joule/Kg (INFOPÉDIA,2019).

Outra unidade comumente aplicada em estudos espaciais é o rad (rd), é igual a  $10^{-2}$  Gy. O Rad também relaciona a energia depositada pela fonte em uma unidade de massa de material. Este é o padrão americano para estudos radioativos, logo, é empregado pela NASA (OLTARIS, 2020; INFOPÉDIA,2019).

O Sievert, cujo símbolo é Sv, é a unidade SI de dose equivalente e pode ser definida como a dose equivalente quando a dose absorvida da radiação ionizante, multiplicada pelos fatores estipulados adimensionais. Um Sievert equivale também à 1J/Kg. A diferença para a unidade Gray é que o Sievert parametriza a fonte, enquanto o Gray considera-a de modo generalista (INFOPÉDIA,2019).

Uma vez que diferentes tipos de radiação provocam diferentes efeitos nos materiais alvos, utiliza-se uma métrica denominada dose equivalente para quantificar a energia depositada (INFOPÉDIA,2019).

A unidade anteriormente utilizada para se mensurar a dose equivalente, até a formalização do SI, era o Rem, que equivale a  $10^{-2}$  Sv. Nas unidades SI, a exposição a uma radiação de ionização exprime-se em coulomb por quilograma (C/kg). A unidade anterior, não do SI, o Roentgen (R), é igual a  $2,58 \times 10^{-4}$  C/kg. (INFOPÉDIA,2019)

A dose equivalente, cujo símbolo é HT, consiste numa grandeza expressa pela Equação 2.3.:

$$HT = DT \cdot wR \quad (2.3)$$

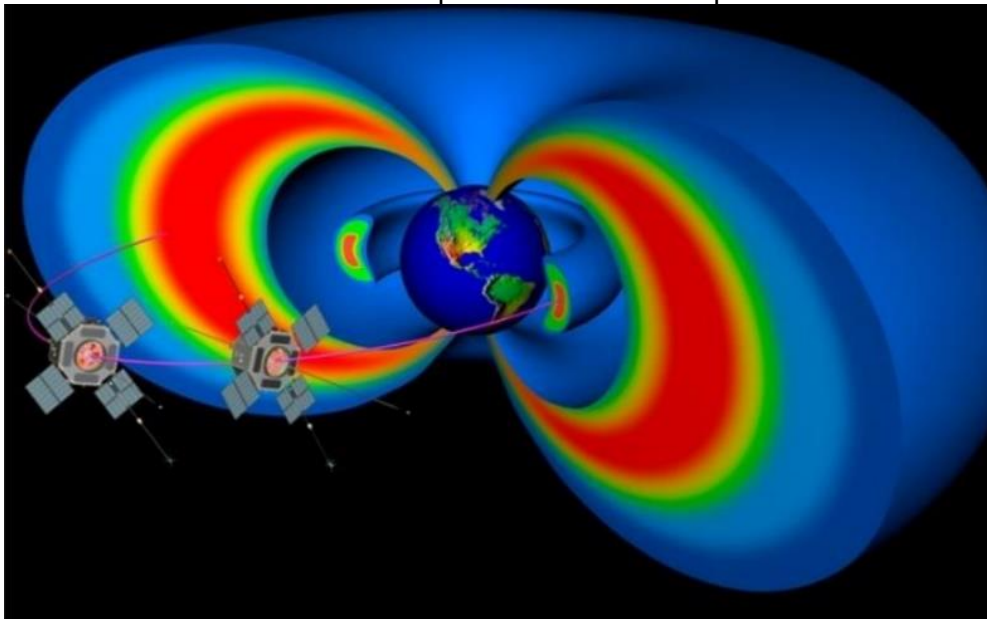
Onde DT é a dose absorvida média no órgão ou tecido humano e wR é o fator de ponderação da radiação. Para os raios X, wR = 1 e a dose equivalente é numericamente igual à dose absorvida. A unidade SI de dose equivalente é o Sievert (Sv) (INFOPÉDIA,2019).

## **2.10 A radiação espacial**

As estrelas, como o sol, são corpos celestes que emitem radiação. Quando um aglomerado de matéria atinge a massa crítica, sua gravidade se torna tão grande que a própria matéria colapsa sobre si, o que funde os átomos. Durante o processo de fusão são liberadas grandes quantidades de energia. O processo de fusão atômica é o responsável pela formação dos elementos químicos mais pesados que o hidrogênio. No caso do sol, A liberação da energia da fusão é tão intensa que que arrasta consigo núcleos de hidrogênio, hélio, elétrons, nêutrons e inúmeras outras partes da matéria. Esta torrente de partículas impulsionada pela energia da fusão nuclear é chamada de vento solar. Os contatos com estas partículas são mortais à maioria dos seres vivos, além de danificar a eletrônica de satélites, sondas e naves espaciais (MAZUR, 2003; OLTARIS, 2020).

A Magnetosfera, ou cinturão de Van Allen, é a principal barreira que protege a vida e os sistemas espaciais nos ambientes próximos à Terra. A Figura 2.21 mostra o cinturão de Van Allen, bem como as duas regiões de grande concentração de radiação, chamadas cinturões interno e externo.

Figura 2.21 – Representação dos cinturões internos e externos de Van Allen, descobertos durante as primeiras missões espaciais.



Fonte: ESA (2010).

As leis da física clássica afirmam que o cinturão perde intensidade ao se afastar da Terra, numa taxa dada pelo inverso do quadrado da distância. Sendo assim, quanto mais alta for a órbita maior será a exposição ao vento solar, o que torna os requisitos de design de engenhos espaciais mais complexos, a fim de garantir a proteção aos dispositivos eletrônicos e aos humanos (SHWANK,1994; SUPARTA et al. 2018).

### 2.10.1 O Vento solar

Após estudos com sondas solares feitas em meados dos anos 60 e 70, os ventos solares foram identificados como sendo ejeções de plasmas. Em sua maioria, são compostos de prótons e elétrons, com energias entre 1,5 e 10 keV, e que

são ejetados através do equador solar com velocidades ao redor de 400 km/s e os buracos coronais dos polos, com velocidades da ordem de 800 km/s (ESA, 2015; ESA, 2011; INPE, 2020).

#### **2.10.1.1 As erupções solares**

As erupções solares são explosões que produzem partículas com altas energias, como íons pesados. Existem modelos propostos pela agência espacial da *ESA*, como o *ESP*, sigla em inglês para “*Emission of Solar Protons*” e o da *NASA*, chamado *SSD*, sigla também em inglês para “*Solar System Dynamics*”. Ambos são utilizados para a previsão de erupções e o espectro destas. Segundo os modelos, as erupções solares ocorrem principalmente próximo do primeiro e no último ano do máximo solar, principalmente prótons (ESA, 2011; NASA, 2006).

#### **2.10.1.2 As ejeções de massas coronais (CME)**

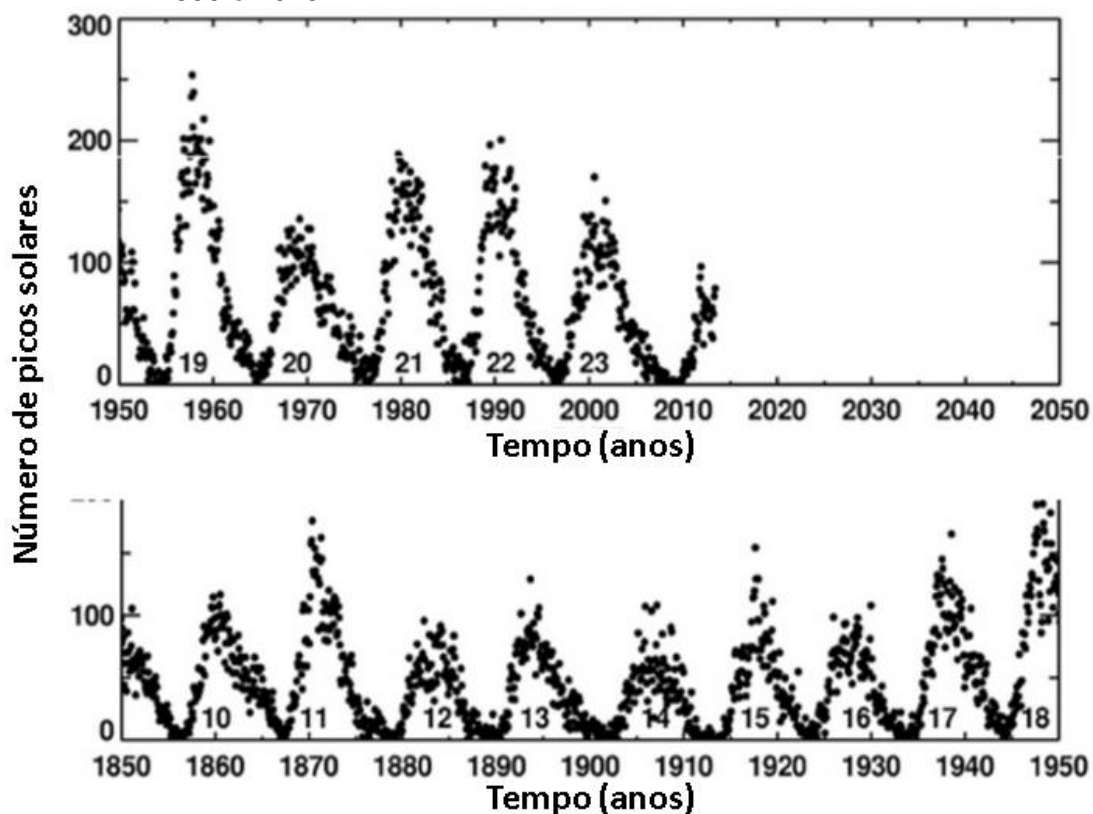
As ejeções de massas coronais, em inglês: *Coronal Mass Ejection*, ou *CME*, São grandes erupções de gás ionizado a alta temperatura que se movimentam rapidamente. Elas causam ondas de choque na camada de plasma produzindo ondas eletromagnéticas e acelerando partículas. Emitem raios X, prótons e íons pesados. (ESA, 2011; INPE, 2020)

#### **2.10.1.3 Os ciclos solares**

Segundo a *ESA* (2015), a humanidade vem observando os eventos solares a muito tempo. As primeiras coletas de dados ocorreram em meados do século XIX. A Figura 2.22 apresenta alguns dados coletados, onde é possível perceber a periodicidade dos eventos de *solar máximus*.



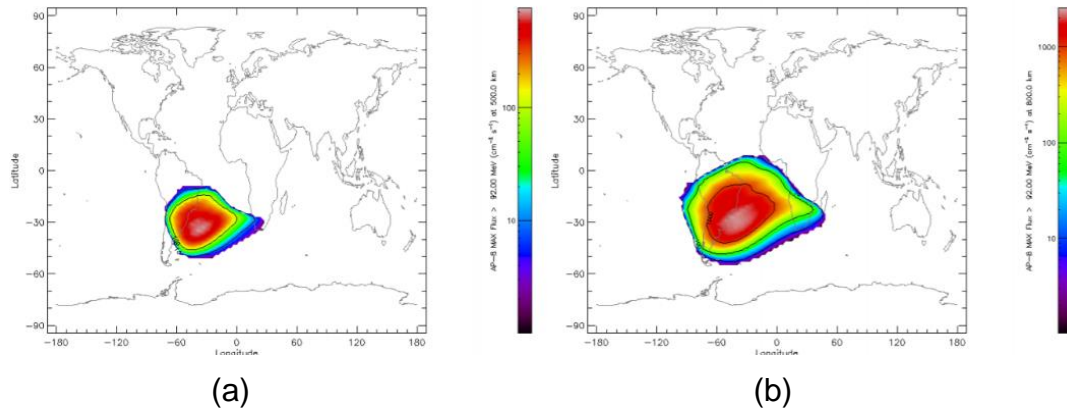
Figura 2.22 – Representação gráfica do histórico de registros de picos solares entre 1850 e 2015.



Fonte: Adaptado de ESA (2015).

Os eventos de solar *maximum* e solar *minimum* são acompanhados pelas principais agências espaciais mundiais por interferirem diretamente nos meios de comunicação e no tempo de vida útil dos satélites. O último ciclo completo foi catalogado pela *ESA*, que acompanhou, em especial a anomalia magnética do Atlântico sul (EVANS, 2016). A Figura 2.23 apresenta alguns dados de radiação incidente na Terra, coletados num evento solar *máximus* de 2002.

Figura 2.23 – Dados de solar *maximum* registrados em 2002 pela ESA.

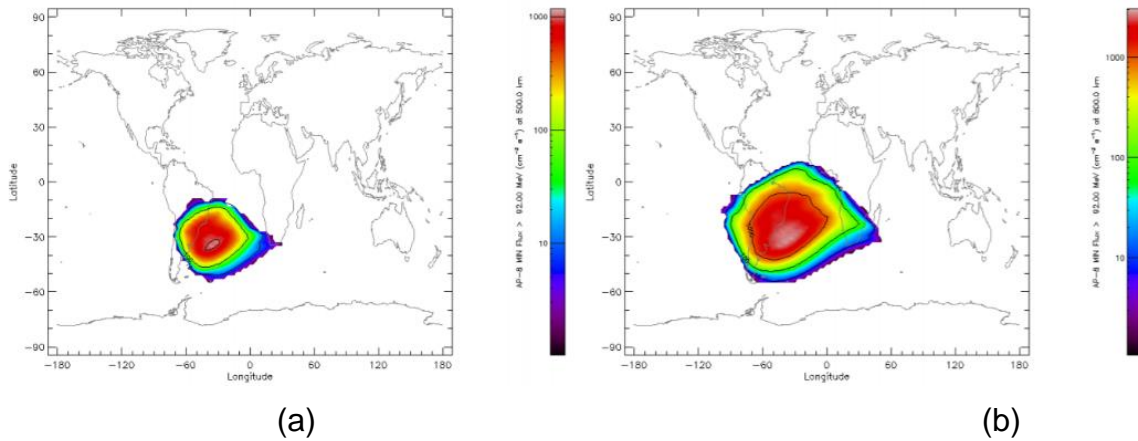


(a) Prótons a 500 km de altura com energia > 92 MeV e (b) Prótons a 800 km de altura com energia > 92MeV.

Fonte: Evans (2016).

A Figura 2.24 apresenta alguns dados coletados num evento solar *minimum* de 2009.

Figura 2.24 – Dados de solar *minimum* registrados em 2002 pela ESA.



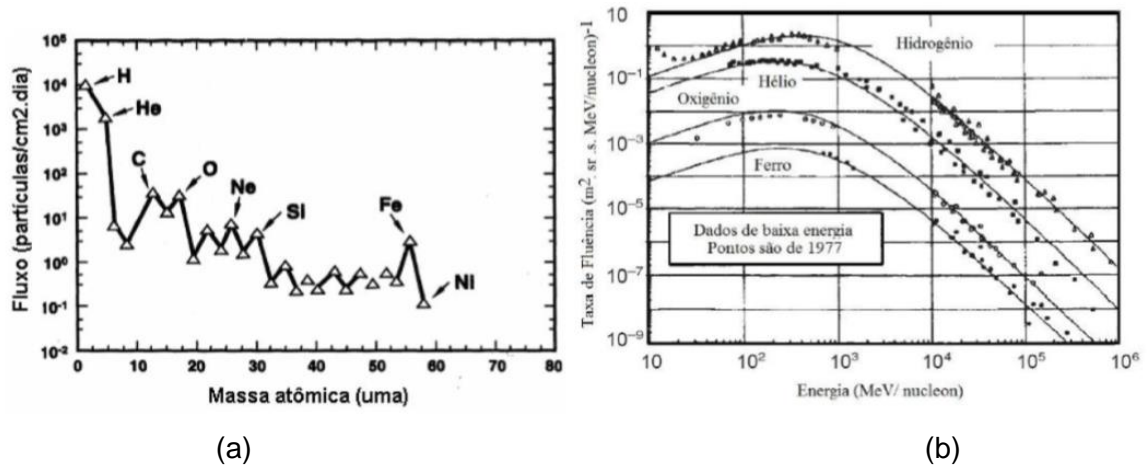
(a) Prótons a 500 km de altura com energia > 92 MeV e (b) Prótons a 800 km de altura com energia > 92MeV.

Fonte: Evans (2016).

### 2.10.2 Os raios cósmicos galácticos (GCR)

Os raios cósmicos galácticos (em inglês: *Galaxy Cosmic Rays*, ou GCR) são externos ao sistema solar e podem ter energias de até 1000 GeV. Segundo Shwanck (1994), são compostos de 85% de prótons, 14% de partículas Alpha e 1% de íons pesados. A Figura 2.25 apresenta os tipos de partículas e suas energias.

Figura 2.25 – Alguns exemplos de fluxos de partículas oriundos do espaço profundo.



- (a) Representação gráfica dos tipos de núcleos oriundos do espaço profundo e da via láctea, em função do fluxo, externo ao cinturão de Van Allen.
- (b) Exemplificação gráfica energia por metro quadrado de alguns espécimes de núcleos atômicos dos raios cósmicos galácticos na superfície terrestre em 1977.

Em ambos os gráficos se observa a grande quantidade de núcleos de hidrogênio e hélio, os elementos mais abundantes do universo observável.

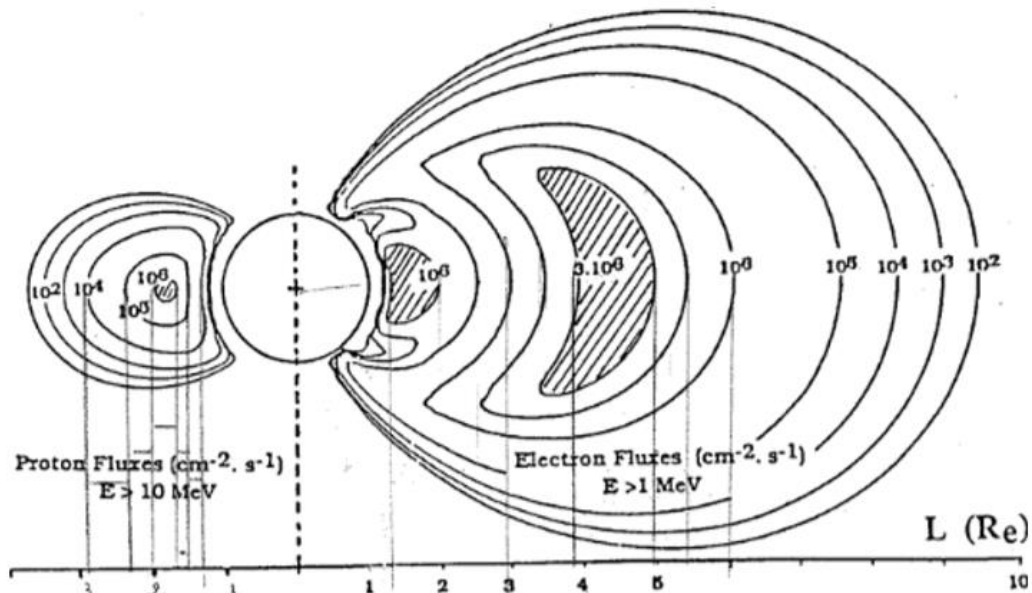
Fonte: Adaptado de Shwanck (1994).

### 2.10.3 Os prótons e elétrons presos no campo magnético

O campo magnético da terrestre não é simétrico. De fato, a diferença entre intensidades de Campo é provocada por distorções no geóide que constitui a Terra, pelos materiais magnéticos que compõem a Litosfera e principalmente aos ventos solares. Estas distorções no campo magnético permitem que o cinturão de prótons se estenda a baixas altitudes na América Latina, chamado de Anomalia Magnética do Atlântico Sul. A Figura 2.26 Apresenta o fluxo de elétrons e prótons no cinturão de Van Allen. Os gráficos da Figura 2.27(a) e (b)

apresentam os fluxos em função das energias e das alturas em relação ao nível do mar. (ESA, 2015; ESA, 2011; INPE, 2020).

Figura 2.26 – Fluxo de partículas no campo magnético próximo à Terra.

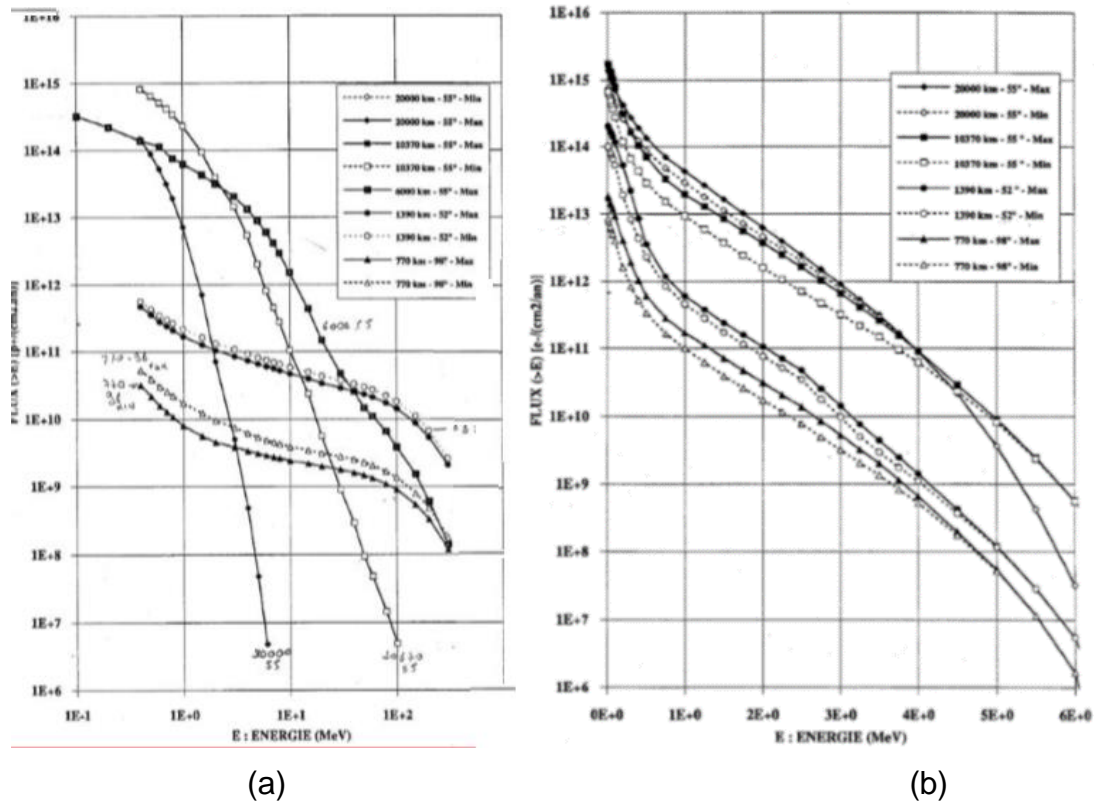


Distorções do campo magnético terrestre são devidas, principalmente, ao formato do geóide, aos minerais contidos na Litosfera e aos ventos solares. O lado direito representa o campo voltado para o Sol, distorcido pelos ventos solares.

Fonte: Mazur (2003).

Estas distorções fazem com que, satélites que trafeguem por estas áreas, tenham requisitos de proteção aos efeitos danosos da radiação com medidas de efetividade estreitas. Num projeto espacial é fundamental considerar a passagem por estas zonas para que os componentes eletrônicos embarcados, bem como os seres vivos a bordo não sofram danos irreversíveis. A Figura 2.27 apresenta dois gráficos. O gráfico “a” apresenta o fluxo de prótons dentro do campo magnético terrestre, o gráfico “b” apresenta o fluxo de elétrons, ambos estão em função da altura em relação ao solo (MAZUR, 2003).

Figura 2.27 – Fluxo de partículas na atmosfera da Terra.



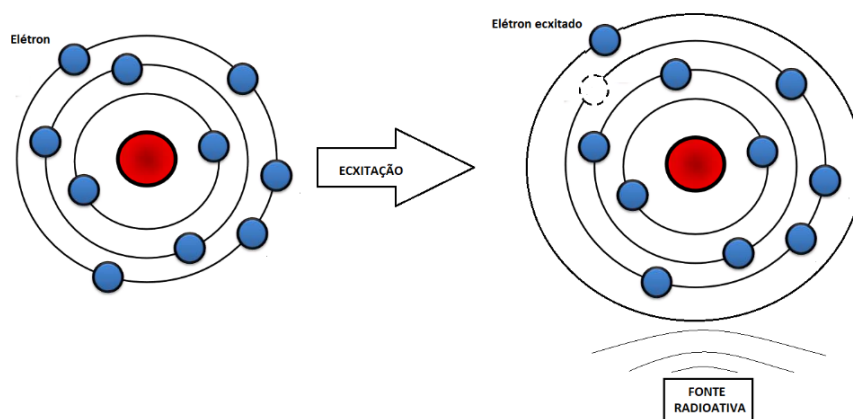
– (a) Fluxo de prótons em função da energia e altura; (b) Fluxo de elétrons em função da energia e altura.

Fonte: Mazur, (2003).

## 2.11 Os efeitos da radiação na matéria

Segundo Okuno, (2010), ao interagir com a matéria, a radiação pode excitar, ionizar, ativar os núcleos dos átomos ou frear as partículas incidentes. A excitação é um processo no qual o átomo se torna mais reativo, ou seja, ativo quimicamente, enquanto exposto à fonte emissora. A explicação mais aceita no meio científico atual afirma que o aumento da atividade química ocorre devido à promoção dos elétrons das camadas mais externas à subníveis mais elevados de energia. A energia excedente pode estimular um íon a fazer novas ligações e pode ser emitida como luz ou raios-X característicos. A Figura 2.28 apresenta uma ilustração do efeito de excitação eletrônica de um átomo na presença de uma fonte radioativa ionizante (TAUHATA, 2013; OKUNO, 2010).

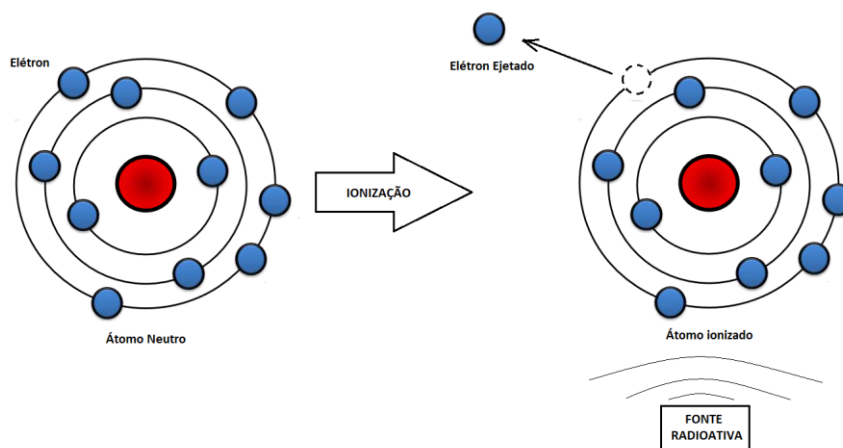
Figura 2.28 – Exemplo lúdico da excitação eletrônica pela presença de uma fonte radioativa.



Fonte: Produção do autor.

A ionização ocorre quando o fóton possui energia suficiente para arrancar o elétron de seu orbital e o desligar completamente da nuvem eletrônica do átomo. Este tipo de interação também pode quebrar as ligações químicas inter e intramoleculares, podendo formar íons positivos ou radicais livres. A Figura 2.29. apresenta uma ilustração demonstrativa da ejeção de um elétron devido à interação com uma fonte radioativa próxima (TAUHATA, 2013; OKUNO, 2010).

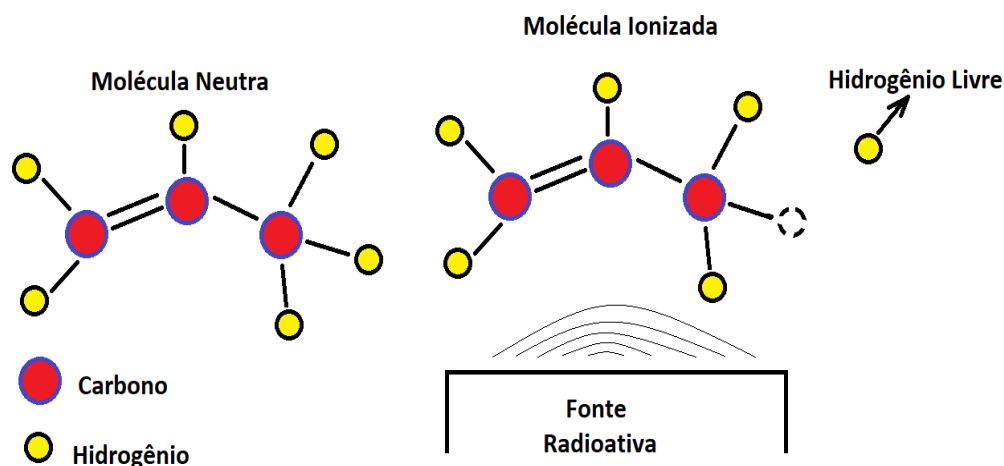
Figura 2.29 – Exemplo lúdico da ejeção de um elétron pela presença de uma fonte radioativa.



Fonte: Produção do autor.

A Figura 2.30 apresenta uma ilustração lúdica da ejeção de um íon de carga positiva de uma molécula.

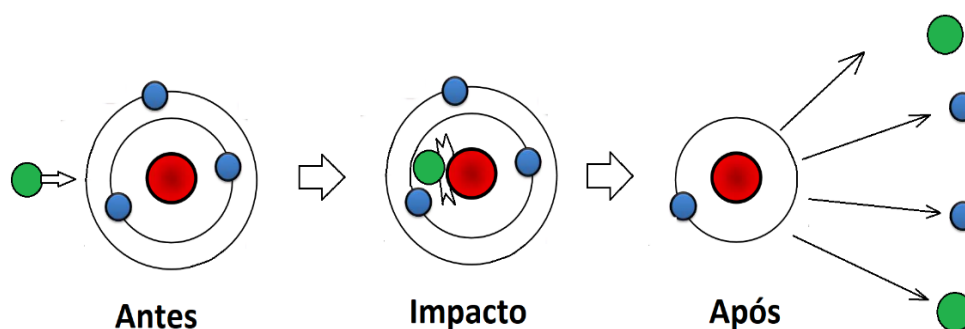
Figura 2.30 - Exemplo lúdico da ejeção de um núcleo de hidrogênio pela presença de uma fonte radioativa.



Fonte: Produção do Autor.

A ativação dos núcleos atômicos ocorre quando uma partícula com energia cinética suficiente atinge o núcleo do átomo, o partindo em fragmentos. Por exemplo, um átomo de lítio ao ser atingido por uma partícula  $\alpha$  de alta energia pode ser destruído formando outra partícula  $\alpha$  e um átomo de hidrogênio, como exemplificado pela Figura 2.31 (TAUHATA, 2013; OKUNO, 2010).

Figura 2.31 – Exemplo lúdico da ativação de um núcleo do elemento lítio.



Fonte: Arquivo do autor.

Quando partículas que possuem carga elétrica atravessam a eletrosfera atômica, parte de sua energia cinética pode ser convertida em raios x. Este

fenômeno foi descrito pelo físico Bremsstrahlung no início do século XX (TAUHATA, 2013; OKUNO, 2010).

## **2.12 Os efeitos primários da radiação espacial na matéria**

Nos tópicos desta subseção foram explicados os principais efeitos da radiação espacial nos materiais para uso espacial. Os efeitos foram divididos em sub tópicos para a melhor compreensão dos leitores.

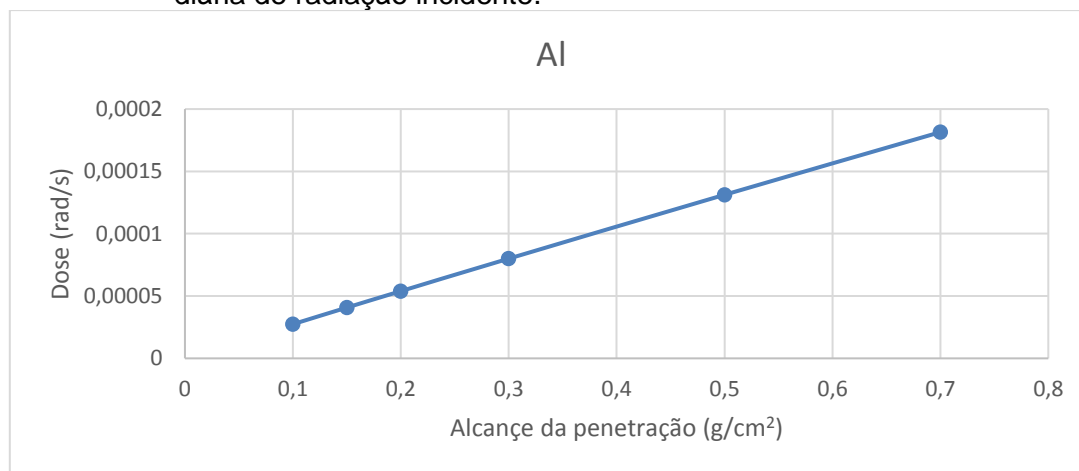
### **2.12.1 A profundidade da penetração da radiação**

A profundidade da penetração (em inglês: *depth*) é um termo que descreve o alcance de uma partícula quando transita por uma porção de matéria. É definido também como a distância percorrida por uma partícula até consumir toda a sua energia por unidade de densidade do material alvo. Sua unidade é dada em  $\text{g/cm}^2$  oriunda da multiplicação da densidade em  $\text{g/cm}^3$  do material alvo pela distância percorrida, em cm. Nas representações gráficas do capítulo Resultados e Discussões desta tese, o eixo das abcissas representa a espessura dividida pela massa específica de cada material, chamada de profundidade de penetração. (em inglês: Depth) da esfera de proteção. A divisão pela massa específica é feita para eliminar os efeitos desta (ESA, 2010).

A interação elétron-matéria não descreve uma trajetória linear devido, principalmente, aos efeitos Bremsstrahlung e de espalhamento elástico e inelástico. A Figura 2.32 demonstra a análise unidimensional da dose retida em um alvo de alumínio. Os modelos matemáticos que melhor representam o alcance da penetração de um elétron, em função de sua energia é o modelo de Monte Carlo. (EVANS, 2016).



Figura 2.32 – Representação gráfica da profundidade da penetração de um próton percorrendo um alvo de alumínio unidimensional, em função da dose diária de radiação incidente.



Fonte: Arquivos do Autor.

Evans (2016) ressaltou que os prótons, por serem partículas de maior massa, interagem com a matéria de forma diferente dos elétrons e, conseqüentemente, penetram relativamente menos.


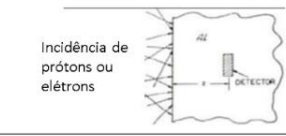
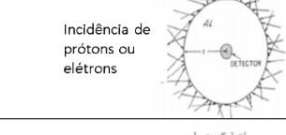
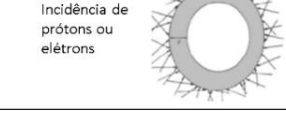
### 2.12.2 A transferência de energia linear

A transferência linear de energia, ou *LET* (sigla em inglês de *Linear Energy Transfer*) corresponde ao valor de energia, normalmente em MeV, que uma dada partícula deposita em um dado material alvo, por unidade de deslocamento linear e por unidade de densidade do material alvo. O *LET* é medido em MeV/mm ou keV/cm (perda de energia por unidade de percurso) por unidade de densidade (em g/cm<sup>3</sup>) do material alvo, dando (keV-cm<sup>2</sup>/g). O *LET* depende da energia da partícula, do seu n° de massa e n° atômico. Depende também do n° atômico, n° de massa e da densidade do material alvo podendo ser um componente ou um material de blindagem. O *LET* é maior para as baixas energias. Permite que diferentes íons sejam integrados em um único número que fornece a energia total a ser utilizada nos cálculos de transferência de energia para os materiais alvos (ESA, 2010).

### 2.12.3 A dose total de ionização

A dose acumulativa total de ionização (em inglês: *Total Ionization Dose*, ou *TID*) é uma técnica de mensuração da radiação total que um componente recebe durante seu tempo de exposição à radiação. A identificação e análise desta variável é fundamental para se determinar a vida útil dos componentes embarcados nos satélites, assim como prever os efeitos nos sistemas e subsistemas durante o ciclo de vida de um produto espacial. As unidades de medida desta variável, comumente utilizadas, são o rad ou o Gy (ESA, 2010; EVANS, 2016). A Figura 2.33 apresenta um quadro comparativo entre a geometria da proteção, a descrição da fonte da radiação e suas aplicações nos projetos de subsistemas espaciais.

Figura 2.33 – Quadro comparativo entre as fontes de radiação, a geometria dos escudos e suas respectivas aplicações.

Geometria da proteção	Descrição da Fonte	Aplicações
Superfície Finita	 <p>Incidência de prótons ou elétrons</p>	Utilizado para quantificar os efeitos protetivos em <b>componentes</b> direcionados à fonte de radiação e protegidos por uma superfície plana.
Superfície Semi - infinita	 <p>Incidência de prótons ou elétrons</p>	Utilizado para quantificar os efeitos protetivos em <b>sistemas</b> direcionados à fonte de radiação e protegidos por uma superfície plana.
Sólido esférico	 <p>Incidência de prótons ou elétrons</p>	Utilizado para quantificar os efeitos protetivos em <b>sistemas</b> , de modo geral. O alvo se torna pontual.
Casca esférica	 <p>Incidência de prótons ou elétrons</p>	Utilizado para quantificar os efeitos protetivos em <b>relação à espessura</b> da proteção em <b>sistemas</b> , de modo geral. O alvo se torna pontual.

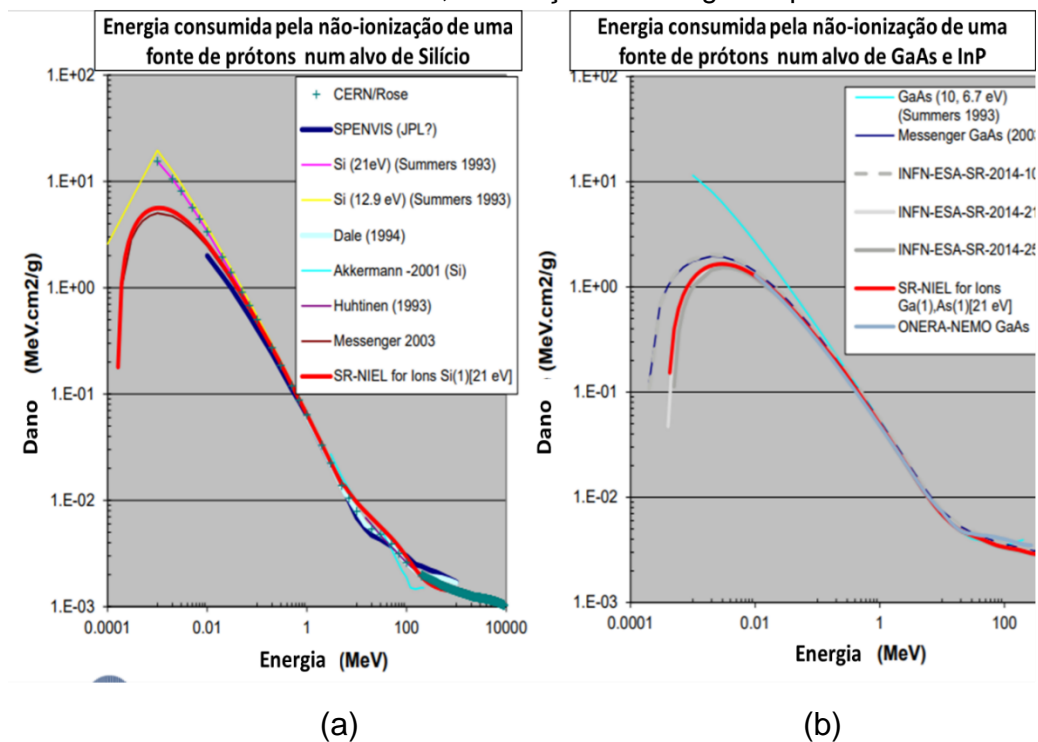
Fonte: Adaptado de Evans (2016).

### 2.12.4 A dose total de não ionização

A dose total de não ionização (em inglês: *Total Non-Ionization Dose*, ou *TNID*) é uma técnica de mensuração da radiação total que um componente suporta durante seu tempo de exposição à radiação. Assim como o *TID*, é uma variável

determinante para o sucesso de uma missão espacial, pois através de sua análise é possível determinar a vida útil de um sistema ou subsistema espacial (ESA, 2010; EVANS, 2016). A Figura 2.34 apresenta os gráficos da simulação da perda de energia, que pode ser interpretada por danos em alvos, em função da energia dos prótons que colidiram.

Figura 2.34 – Representação gráfica da simulação de impactos com prótons em alvos de diferentes materiais, em função da energia da partícula.



- (a) Perda da energia não ionizante pela colisão de prótons num alvo esférico de silício e
- (b) Perda da energia não ionizante pela colisão de prótons num alvo de GaAs e InP.

Fonte: Adaptado de Evans (2016).

### 2.12.5 Os efeitos secundários da radiação espacial na matéria

As partículas com alta energia cinética, ao se "chocarem" com os materiais externos (blindagem) ou materiais sensíveis (componentes eletrônicos), podem gerar partículas primárias, como elétrons e "buracos", além de fótons. Estes efeitos são categorizados como secundários e podem produzir efeitos em outros átomos, como uma cascata. Este comportamento em "cascata" pode ser extremamente destrutivo para os equipamentos eletrônicos embarcados nos

sistemas e subsistemas dos satélites e para o DNA do corpo humano (ESA, 2010).

#### **2.12.6 O evento singular de mudança do bit SEU**

Os eventos singulares de mudança dos bits, em inglês *Single Event Upset (SEU)* ou *bit-flip* é caracterizado por uma mudança de estado nos circuitos bi-estáveis. Este efeito é reversível e a causa provável é explicada pela colisão com uma partícula, com energia suficiente, com o cristal do semiconductor de um diodo, gerando promoções de elétrons para a banda de condução. Esta promoção acarreta um aumento súbito da voltagem nos diodos dos processadores, transformando o 0 (baixa voltagem) em 1 (alta voltagem). A consequência é um erro na computação dos dados, travamento de softwares embarcados e danos no envio de telemetrias. (EVANS, 2016) As partículas que causam os *bit flips* e outros eventos singulares são, normalmente provenientes dos raios cósmicos galácticos, partículas solares e prótons aprisionados no cinturão de Van Allen. De modo geral, estas partículas necessitam terem energias suficientes para colidirem com os elétrons dos semicondutores ou dos metais das trilhas dos circuitos para promovê-los para níveis energéticos onde adquirem mobilidade (ESA, 2010; EVANS, 2016).

#### **2.12.7 A dose de carregamento interno**

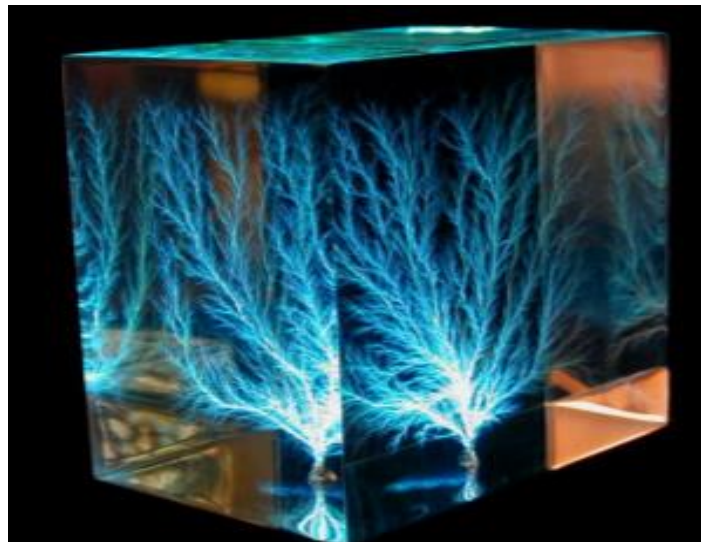
A Dose de carregamento interno (em inglês: *Internal Dose Charging, ou IDC*) é uma técnica de mensuração da energia cedida pela radiação aos elétrons da fiação, trilhas eletrônicas ou qualquer outra parte metálica do barramento de energia do satélite. Quando uma partícula, com energia suficiente, colide com um elétron da nuvem eletrônica do metal que compõem a fiação ou as trilhas dos circuitos integrados, ela o acelera, promovendo um aumento da voltagem no barramento de energia do satélite. Outra fonte comum de sobrecarga são os elétrons aprisionados no cinturão de Van Allen. Eles são capazes de danificar subsistemas externos à gaiola de Faraday dos satélites. De modo geral, estes

efeitos podem danificar permanentemente componentes dos subsistemas embarcados, comprometendo a missão (ESA, 2010; EVANS, 2016).

### **2.12.8 O carregamento dos dielétricos**

Este fenômeno é causado pela frenagem dos elétrons nos dielétricos, fazendo com que fiquem incapazes de se moverem. Isto resulta num campo elétrico induzido dentro dos componentes eletrônicos embarcados, que pode acarretar danos, além de mal funcionamento dos outros componentes próximos. O acúmulo da eletricidade num dos polos do dielétrico é liberado quando atinge o limite de resistência dielétrica, o que leva a um aumento súbito na corrente do circuito, promovendo erros computacionais ou queimas dos componentes (EVANS, 2016; BOURDARIE, 2008). A Figura 2.35 apresenta uma descarga de corrente promovida em laboratório, num cubo de quartzo cristalino, exemplificando o fenômeno.

Figura 2.35 – Exemplo de uma descarga súbita de corrente em um dielétrico.



Fonte: Evans (2016).

### **2.12.9 Carga crítica - CC (*Critical Charge*)**

Carga crítica ( $Q_c$ ) em pC é a menor quantidade de carga coletada por um nó sensível (ou volume sensível) do dispositivo eletrônico devido a um impacto de uma partícula carregada que resulta em um SEU. “ $Q_c$ ” é proporcional à energia crítica ( $E_c$ ) depositada em um volume sensível do dispositivo. O volume sensível é normalmente modelado como um paralelepípedo retangular no qual a carga depositada será coletada para gerar um SEE. Pode ser calculada como sendo uma seção reta do paralelepípedo, com uma espessura da ordem de  $2\mu\text{m}$ . (EVANS, 2016; BOURDARIE, 2008).

### **2.12.10 As partículas que causam danos à longo prazo (degradação)**

As principais partículas que causam danos à longo prazo nos subsistemas dos satélites são, comumente, provenientes dos elétrons e prótons aprisionados no cinturão de Van Allen, além de prótons provenientes das ejeções de massa coronais do Sol. Seu efeito é acumulativo e degrada principalmente os painéis solares, as baterias, os polímeros estruturais e os diodos dos circuitos integrados. Sua mitigação pode ser feita através das análises de TID (*Total Ionization Dose*) (ESA, 2010; EVANS, 2016; BOURDARIE, 2008).

### **2.12.11 Os efeitos da radiação à longo prazo**

Os efeitos deste tipo estão vinculados à dose total de radiação ionizante absorvida pelo componente (TID – *Total Ionizing Dose*). A dose é medida na vida útil do componente, integrando a energia total das partículas absorvidas pelo material básico do componente, como o silício. Duas principais tecnologias utilizam o Si, a bipolar (utiliza isolamento a base de  $\text{SiO}_2/\text{Si}$ ) e o MOS (*Metal Oxide Semiconductor*). As partículas quando atingem o componente ionizam o material gerando pares de elétrons-buracos (local para um elétron). Na região condutora os elétrons e buracos são rapidamente recombinados. Na região não condutora (isolante), os elétrons têm uma mobilidade muito maior que os buracos e rapidamente atingem a região condutora devido a campo elétrico aplicado. Os

buracos afetam o desempenho do componente. Os principais efeitos são o desvio de parâmetros, aumento da corrente de fuga, diminuição da imunidade ao ruído e eventuais falhas funcionais. Os buracos vão pouco a pouco atingindo a região condutora, mas a taxa de criação é maior que a da recombinação e, portanto, aumentam as cargas positivas dessa região. A região isolante é usualmente dimensionada para que haja um salto de corrente a partir de uma dada tensão. Na medida que estas cargas vão se acumulando num dos polos do material é como se a capacidade do isolante de reter a corrente fosse diminuindo e, portanto, a tensão de disparo diminui. Este evento promove um desvio de parâmetros do componente eletrônico, aumento da corrente de fuga, redução da imunidade ao ruído e falha funcional (EVANS, 2016; ESA, 2010; BOURDARIE, 2008).

#### **2.12.12 Efeitos das cargas acumuladas**

As cargas acumuladas são normalmente provenientes dos prótons e elétrons presos no campo magnético, nos fótons secundários de Bremsstrahlung e prótons das tempestades solares. Efeitos de acúmulo de cargas nos componentes eletrônicos embarcados em aeronaves e satélites também foram observados em voos sobre a Anomalia do Atlântico Sul. Nas órbitas baixas, os elétrons e prótons do cinturão interno de Van Allen são as principais fontes de acúmulos de cargas. Já nas órbitas geoestacionárias, as fontes primárias são atribuídas aos elétrons do cinturão externo e prótons, provenientes diretamente do Sol. O contato entre a radiação solar e os diodos interfere nas cargas presas nos óxidos. O acúmulo destas cargas, que normalmente são positivas, é maior perto das interfaces e o campo eletromagnético dentro do óxido pode se inverter. Cargas presas na interface negativas no canal Mosfet N e positivas no canal Mosfet P, produzem correntes de fuga entre dispositivos. Estas correntes também já foram observadas nas fontes-dreno, ou emissores-coletores, acarretando a degradação do desempenho dos componentes embarcados (SUPARTA, 2018; ESA, 2010; BOURDARIE, 2008).

### **2.12.13 Outros efeitos ionizantes de curto prazo componentes eletrônicos**

Outros eventos singulares (em inglês: *Single Event Effect* ou *SEE*) também ocorrem quando uma partícula (raios cósmicos ou prótons com alta energia) se chocam com os materiais, transferindo a sua energia, acarretando um pulso transiente de corrente que produz diferentes efeitos. Alguns destes efeitos outros eventos são o *Latch-up*, que causa um curto entre a alimentação e o terra dos componentes. Seu efeito é permanente aos subsistemas embarcados e o *Single Event Transient (SET)*, que gera um pulso de ruído ou saída falsa. Seu efeito é transitório (SUPARTA, 2018; ESA, 2010; BOURDARIE, 2008).

Estes outros efeitos também são causados pelos íons que atravessam os semicondutores dos circuitos integrados. Os nêutrons do albedo terrestre também podem produzir estes efeitos através de colisões com os núcleos dos materiais do satélite, promovendo fragmentações nucleares. O máximo poder de frenagem (LET) deles é muito baixo para poder induzir eventos por ionização direta. Pela colisão elástica ou inelástica, parte da energia cinética da partícula é transferida, podendo gerar a ionização, chamada de indireta. A probabilidade destes eventos ocorrerem é muito baixa para os componentes. O risco é mais elevado se o satélite estiver atravessando o cinturão de Van Allen ou durante eventos solares, onde o fluxo de prótons pode ser mais elevado (SUPARTA, 2018; ESA, 2010; BOURDARIE, 2008).

### **2.13 Os sistemas de proteções aos efeitos da radiação.**

Em sistemas protetivos aos efeitos danosos da radiação, em geral são utilizados materiais com um nº atômico alto. Nas proteções de satélites, utiliza-se materiais como o tântalo ( $Z=73$ ,  $A=181$ ) e tungstênio ( $Z=74$ ,  $A=184$ ). Ambos podem atuar também como absorvedores de calor em circuitos impressos, desempenhando, assim, uma dupla função. Estes materiais têm aproximadamente 6 vezes a densidade do alumínio ( $Z=13$ ,  $A=27$ ), permitindo blindagens mais finas, e consequentemente com volumes menores.



As ligas de Alumínio são materiais comumente utilizado na engenharia espacial. Em especial a liga 6061-T6 e a 7170 são preferidas por apresentarem uma combinação de leveza e resistência mecânica. No entanto, como materiais protetivos, possuem um desempenho apenas moderado.

A blindagem com materiais constituídos por átomos pesados traz uma penalidade em massa, com impacto reduzido quando aplicada a poucos componentes. Ela é muito eficaz para reduzir o impacto dos elétrons e prótons de baixa energia, mas ineficaz para reduzir a taxa de *SEE* para os íons de alta energia (raios cósmicos) (ESA, 2010).

#### **2.14 A tolerância à radiação**

Os componentes eletrônicos exibem diferentes tolerâncias à radiação. De modo geral, os COTS (*Componente Of The Shell*) costumam tolerar entre 5 e 20 Krad e são considerados inapropriados para uso espacial, a menos que sejam utilizados com alguma proteção externa, como uma blindagem, ou em missões de curta duração, de apenas alguns dias e em órbitas baixas.

Já os chamados “*Rad Tolerant*” podem suportar até 100 Krad e podem ser utilizados em missões espaciais de até 6 meses em órbitas baixas, sem que o sistema espacial trafegue pela anomalia do atlântico sul, ou pelos polos magnéticos da Terra. Em órbitas médias o uso é mais restrito, podendo chegar à alguns meses apenas. Para órbitas geoestacionárias não são recomendados.

Os chamados “*Rad Hardened*” suportam até 1 Mrad. Estes são apropriados para órbitas altas e geoestacionárias e em missões de longa duração (ESA, 2010).

#### **2.15 A abordagem de problemas de engenharia pelo método biomimético**

A biomimética pode ser interpretada como a observação da natureza, em busca de fontes de inspiração para designers em projetos de engenharia e tecnologia. Em outras palavras, o método biomimético analisa as estratégias utilizadas pelos

sistemas naturais para propagar e garantir a continuidade da vida (DETÂNICO, 2010).

Assim permitem a criação de formas, funções ou comportamentos análogos em projetos de materiais e produtos do cenário espacial. No entanto, esta ferramenta de design ainda é pouco utilizada no contexto espacial. A biomimética tem como ponto forte o fato de os sistemas naturais serem insistentemente verificados e validados pela natureza e comumente apresentarem soluções eficazes e simples, como o requerido praticamente todos os projetos de satélites, estações espaciais e naus para navegações pelos cosmos.

O processo criativo é um item chave em qualquer projeto de engenharia. Pesquisas feitas por Forcellini (2002) indicam que a criatividade para encontrar soluções de projeto nasce, com frequência, na analogia direta com a natureza. Logo, a biomimética é muitas vezes praticada por muitos designers de modo espontâneo, porém pouco organizado e assim, pouco eficaz. O método biomimético pode fornecer informações tanto na forma de analogias como através de seus padrões matemáticos e geométricos e funcionais (SOARES, 2008; DETÂNICO, 2010).

Segundo Soares, (2008), outro autor chamado Benyus dividiu os campos de estudo da biomimética em três grandes áreas:

- (a) Natureza como modelo: Estudar os modelos da natureza e imitá-los ou usá-los como inspiração, com o intuito de resolver os problemas de engenharia e tecnologia (SOARES, 2008);
- (b) Natureza como uma medida: Usar o padrão ecológico para julgar a relevância e a validade das nossas inovações. Após bilhões de anos de evolução, a natureza selecionou o que funciona, o que é mais apropriado e o consome menos energia (SOARES, 2008);
- (c) Natureza como um mentor: Nova forma de observar e avaliar a natureza. Preocupar não no que podemos extrair do mundo natural, mas o que podemos aprender com ele (SOARES, 2008).

### **2.15.1 As estruturas das paredes celulares**

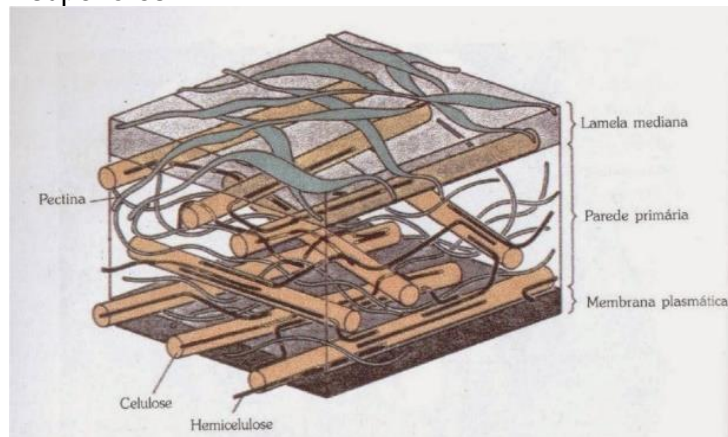
Praticamente todas as estruturas microbiológicas são um conjunto de materiais compósitos dispostos em múltiplas camadas. A utilização de múltiplas camadas é a solução para o recobrimento e proteção vista em quase todos os seres vivos. Desde as múltiplas camadas da derme dos mamíferos, da estrutura das folhas das plantas à estrutura das paredes celulares bacterianas, a natureza utiliza do conceito de múltiplas camadas (KERBAUY, 2012).

As células vegetais assemelham-se aos animais em inúmeros mecanismos moleculares básicos, como a replicação de DNA, sua transcrição em RNA, síntese proteica, transformação de energia via mitocôndrias e estrutura molecular das membranas e das várias organelas. No entanto, diferem-se devido à uma diversificação evolutiva caracterizada por dois eventos: a presença de uma parede celular rígida; e a fotossíntese, que lhes permite sintetizar compostos orgânicos, utilizando CO<sub>2</sub> e a energia da luz solar (KERBAUY, 2012; ALBERTS, 2009).

Observando a estrutura celular com maior detalhamento, percebe-se o quão complexo ela é. Uma trama micro fibrilar, embebida em uma solução de lipídeos compõem a estrutura básica que dá forma à bactéria. Algo muito similar à fibra de carbono imersas em resina, sendo a resina atuando como o ligante e nas fibras como o reforço estrutural (KERBAUY, 2012; ALBERTS, 2009).

A maioria das paredes celulares são compostas por filamentos ou microfibrilas proteicas, proteínas solúveis e lipídeos. A Figura 2.36 apresenta uma idealização da estrutura das paredes celulares das plantas. Uma metáfora útil é imaginar que as fibras são as ferragens e os lipídeos representam o concreto.

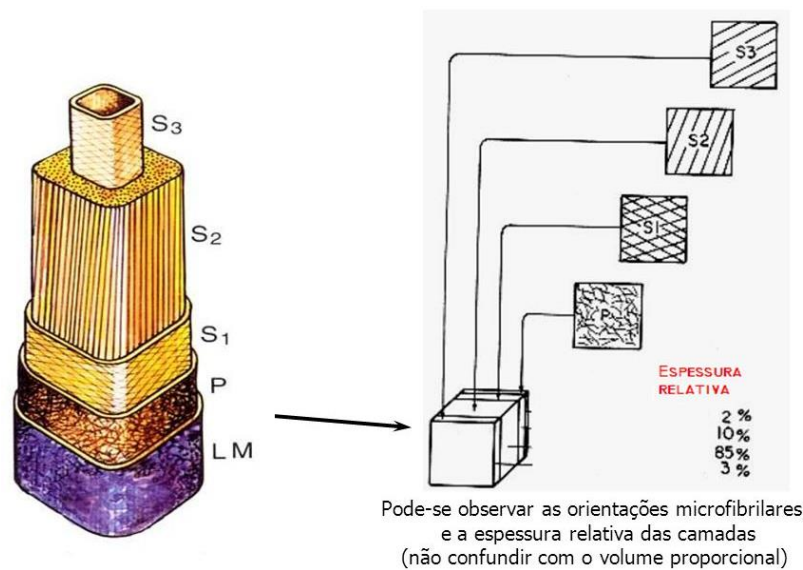
Figura 2.36 – Representação das camadas das paredes celulares das plantas superiores.



Fonte: Alberts (2009).

As espessuras das multicamadas também foram otimizadas pela seleção natural. Cada tipo de planta possui uma estrutura que comporta suas necessidades estruturais, protetoras e de circulação de nutrientes. Nada é construído sem necessidade e o resultado é sempre enxuto. A Figura 2.37 relaciona a espessura e a orientação celular dos troncos da madeira carvalho, reconhecida como estruturalmente muito resistente, além de duradoura. Cada camada apresenta as fibras dispostas em um sentido, fato que proporciona a rigidez da madeira carvalho (KERBAUY, 2012; ALBERTS, 2009).

Figura 2.37 – Representação das camadas celulares de um tronco de carvalho.

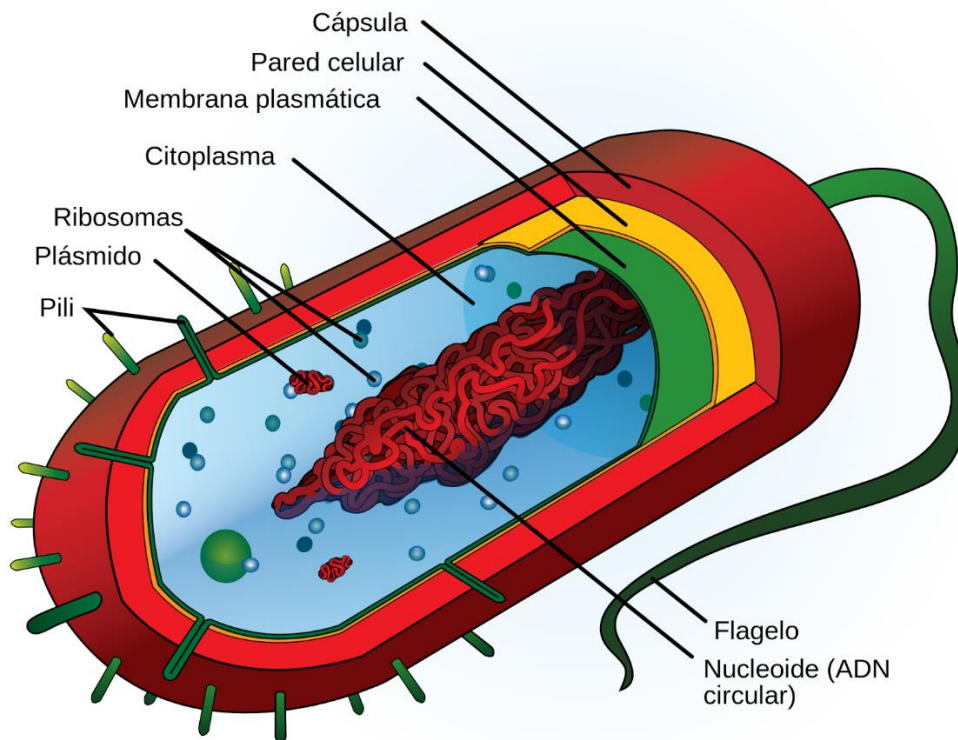


Fonte: Alberts (2009).

Comparativamente, as bactérias exibem grande semelhança com os satélites artificiais. Desempenham uma missão (reprodução), possuem subsistemas e componentes (organelas, proteínas, lipídios e outros), possuem uma central computacional. (DNA) além de um sistema protetivo ao meio ao qual transitam (Parede celular). Além disso, viajam enormes distâncias comparadas aos tamanhos relativos de seus corpos e desempenham suas missões em ambientes hostis.

Visto desta perspectiva, as paredes celulares bacterianas são excelentes subsistemas de defesa. A parede celular bacteriana, é uma estrutura semirrígida e complexa, responsável pela forma, proteção e trocas de gases e matéria orgânica com o meio. Recobrem a membrana citoplasmática afim de prevenir a ruptura da célula quando a pressão da água dentro dá célula é maior que fora dela. A Figura 2.38 apresenta uma estrutura multilamelar protetiva genérica das bactérias (ALBERTS, 2009).

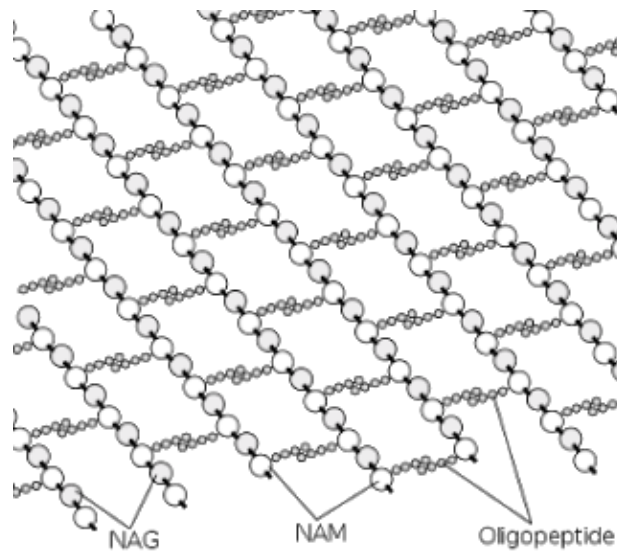
Figura 2.38 – Estrutura protetiva genérica das bactérias.



Fonte: Adaptado de Alberts (2009).

Como características gerais e composição, a parede celular bacteriana é uma rede macromolecular de peptídeoglicana que estará presente isoladamente ou portando algumas outras substâncias. A peptídeoglicana é um dissacarídeo repetitivo ligado ao polipeptídeo para formar a rede que irá circundar a bactéria. A porção dissacarídea é formada por monossacarídeos denominados de N-acetilglicosamina (NAG) e ácido N-acetilmurâmico (NAM). A Figura 2.39 apresenta uma representação desta estrutura.

Figura 2.39 – Representação esquemática de uma parede celular bacteriana.



Fonte: Alberts (2009).

Alguns antimicrobianos, como a penicilina, atuam na parede celular, interferindo com a ligação final entre as filas de peptídeoglicanas. Este efeito promove o enfraquecimento das paredes celulares e a membrana plasmática se rompe, perdendo seu citoplasma (ALBERTS, 2009).

## 2.16 Sobre o OLTARIS

OLTARIS é a sigla para *On-line Tool for the Assessment of Radiation In Space*, ou seja, é uma ferramenta on-line para a avaliação da radiação no espaço. OLTARIS é um software que disponibiliza um amplo conjunto de ferramentas integradas. Essas ferramentas têm como objetivo ajudar os cientistas e engenheiros a estudar os efeitos da radiação espacial em materiais de proteção, eletrônicos e sistemas biológicos (OLTARIS, 2020).

O cabeçalho do site onde está hospedado o software é apresentado na Figura 2.40.

Figura 2.40 – Cabeçalho do site onde se encontra o software OLTARIS.



Fonte: OLTARIS (2020).

### 2.16.1 Capacidades atuais do software

O *OLTARIS* é um software que integra várias ferramentas de análise e, segundo o site, está sempre em evolução. O site afirma que no ano de 2021 novos recursos podem e serão adicionados (OLTARIS, 2020).

Dentre os principais recursos do software, destacam-se:

- (a) O ambiente espacial pode ser selecionado pelo usuário. O software permite simular um ambiente com raios cósmicos galácticos, partículas solares, albedo de nêutrons produzidos pela atmosfera terrestre, parâmetros de entrada para uma função de adaptação específica através dos modelos de Badhwar-O'Neill 2010 e 2014; *Matthia* 2013; *SINP* 2016;
- (b) O software também computa os ciclos solares de mínimo ou máximo solar quando o usuário determina os tempos de início e fim da missão.

Possui entrada de parâmetros das órbitas, circulares ou não, como altitude e inclinação, ou definida pelo usuário;

- (c) O software é capaz de simular o ambiente da superfície de Marte através dos modelos de atmosfera *Mars-GRAM* ou *Mars Climate Database* (MCD);
- (d) Quanto a geometria das proteções e dos alvos, o usuário pode introduzir uma matriz de pontos com a distribuição da espessura ou optar por um modelo esférico;
- (e) Análise baseada em interpolação é limitada a três materiais / camadas definidas pelo usuário. A análise raio a raio está atualmente limitada a 5000 materiais / camadas definidas pelo usuário;
- (f) Superfícies planas e esféricas podem ser definidas com qualquer número de materiais / camadas em qualquer ordem definidas pelo usuário;
- (g) Os materiais podem ser definidos pela fórmula química, por porcentagem de massa elementar ou por porcentagem de massa molecular.
- (h) Função(ões) de resposta selecionada (s) pelo usuário são: Fluxo, fluência diferencial, dose em tecido orgânico ou silício, dose equivalente (*ICRP60* ou *NASA Q*), *CAM*, *CAF*, *MAX* e *FAX* de dose efetiva de corpo inteiro equivalente (pesos de tecido *NCRP-132* ou *NASA*), *TLD-100* (dosímetro termoluminescente) ou *LET* (transferência de energia linear) em tecido ou silício. (OLTARIS, 2020)

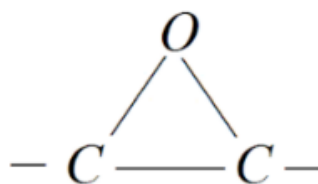


## 2.17 O epóxi

O polímero poliepóxido é um polímero termofixo, formado por monômeros de epóxido que polimerizam na presença de um agente catalisador da reação. Os polímeros epóxidos são poliéteres de monômeros nos quais o grupo éter toma a forma de um anel de três elementos, que é conhecido como anel epóxido (LEE, 1997).

A palavra epóxi tem suas raízes do grego, onde *epi* é o prefixo que significa “entre” e o sufixo *oxi*, se origina de oxigênio. Logo o grupo epóxi é caracterizado por um oxigênio entre dois átomos de carbono (LEE, 1997), como exemplificado na Figura 2.41.

Figura 2.41 – Representação da estrutura do anel epóxido.

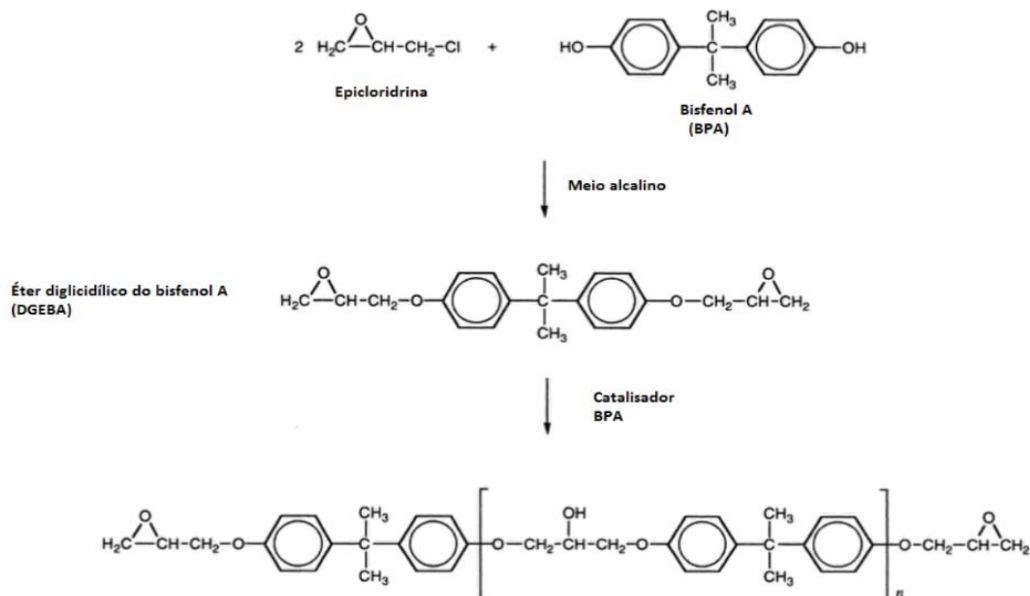


Fonte: Produção do Autor.

Uma resina epóxi é constituída por solventes, monômeros epóxidos e outros componentes modificadores de propriedades físico-químicas, que são determinados, principalmente, através dos requisitos de função do produto final. As resinas epóxi utilizadas como componentes estruturais são comumente preparadas através da reação de um composto contendo hidrogênio ativo polifuncional. Aminas aromáticas ou fenóis, com epiclorigrina, são as mais comuns (LEE, 1997).

A polimerização ocorre na presença de uma base forte, como o hidróxido de sódio (NaOH) ou hidróxido de potássio (KOH). A Figura 2.42 apresenta uma das reações de formação de epóxidos de alto desempenho mecânico (LEE, 1997).

Figura 2.42 – Representação esquemática das reações de polimerização do epóxi.



Fonte: Lee (1997).

Nessa reação, o anel epóxi da epícloridrina reage com o hidrogênio ativo para formar cloridrinas. Assim, sucessivamente, novos grupos de bisfenol-A e epícloridrina são encadeados, pela desidrocloração promovida pela base. Estas são as resinas epóxi mais utilizadas. Existem ainda as resinas a base de bisfenol F e as resinas epóxi novolac, hidrogenadas, halogenadas e alifáticas. Conforme a polimerização ocorre, o tamanho das moléculas aumenta. Algumas moléculas altamente ramificadas são formadas, até um ponto crítico, chamado de gelificação. Este ponto é observado quando as estruturas ramificadas se estendem por toda a amostra. Antes da gelificação, a amostra é solúvel em solventes adequados, mas após o ponto de gel, as redes de resina formadas não se dissolvem. No ponto crítico estão presentes tanto moléculas grandes, quanto pequenas, ambas ramificadas, que são solúveis nos solventes. Se forem adicionados solventes nesta etapa, ocorre o inchamento da massa polimérica, formando as espumas (LEE, 1997).

Diversas empresas no mundo se especializaram em formular produtos com características próprias para cada necessidade do usuário. Os agentes de polimerização mais comuns são as poliamidas, poliaminoamidas, aminas alifáticas, aminas ciclo-alifáticas, aminas aromáticas, adutos de aminas,

anidridos, polimercaptanas e polissulfetos. Estes atuam como substitutos das bases fortes. A substituição é vantajosa devido à alta toxicidade e o preço relativamente maior das bases comuns (LEE, 1997).

Segundo o handbook de materiais estruturais da ESA, 2011, as resinas curadas de epóxi possuem características que as tornam excelentes materiais para o uso espacial. As principais são listadas abaixo:

- a) têm cepas de baixa falha (<2%);
- b) Não absorvem a umidade;
- c) Atendem aos requisitos de liberação de gás para uso do espaço.

A tecnologia da resina epóxi se desenvolveu ao longo dos anos, particularmente as características de processamento e moldagem em temperaturas mais baixas, com o uso de fibras pré-impregnadas sem solvente. Os pontos fracos dos epóxis de primeira geração, ou seja, fragilidade e absorção de umidade, foram resolvidos com o uso de resinas fenólicas. No entanto, os compósitos com base em epóxis podem sofrer de micro fissuração sob prolongada ciclagem térmica, por exemplo entre +90 ° C e -170 ° C, sendo apropriados para missões de até 2 anos (ESA, 2011).

Em muitos aspectos, a matriz epóxi é a fase ambientalmente sensível de um compósito. Para estruturas espaciais, os ambientes encontrados podem incluir,

- a) Armazenamento antes do lançamento: Controlado ou não em termos de absorção de umidade;
- b) Lançamento: Cargas quase estáticas e aquecimento possível.
- c) LEO: Erosão atômica de oxigênio e impactos de detritos em alta velocidade na órbita terrestre baixa.
- d) No espaço: Vácuo (liberação de gases), radiação e ciclagem térmica.

- e) Reentrada para veículos reutilizáveis com implicações para fadiga e armazenamento de combustível criogênico.

Segundo a *ESA* (2011), as informações apresentadas concentram-se em compósitos à base de epóxi e sua resposta provável ao ambiente espacial. A *ESA* ressalta que a maioria dos equipamentos de processamento de compósitos usados em programas espaciais é projetada para materiais precursores baseados em epóxi, provando que é um material já validado para usos espaciais. Existem casos em que os compostos à base de epóxi são inadequados, e tais circunstâncias provavelmente aumentarão conforme novos lançamentos e veículos reutilizáveis forem desenvolvidos (*ESA*, 2011).

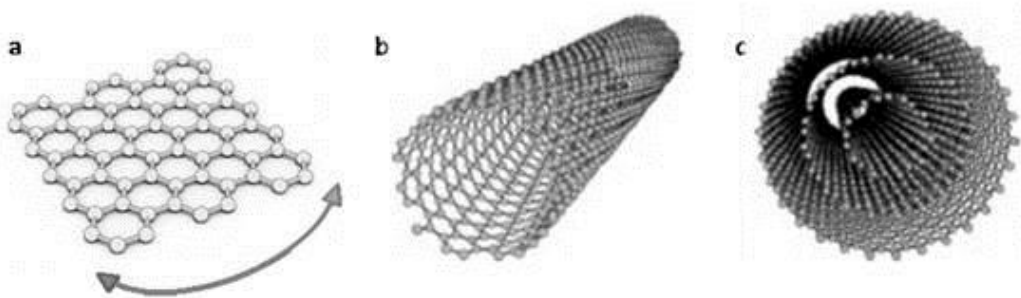
## **2.18 Os nanotubos de carbono (NTCs)**

Os nanotubos de carbono ou “NTC” (em inglês: *Carbon nanotubes* ou *CNTs*) são alótropos do carbono em formato cilíndrico. Estes cilindros de moléculas de carbono possuem propriedades eletrônicas, ópticas e mecânicas incomuns. Suas aplicações nos campos tecnológicos da ciência dos materiais variam de supercondutores à reforços estruturais para matrizes com compatibilidade química. As propriedades físico-químicas dos nanotubos fazem destes materiais promissores que possibilitam inúmeras melhorias nos materiais de engenharia. (MACHADO, 2020).

Nanotubos são membros da família estrutural do grafeno e do fulereno. Nanotubos são, literalmente, folhas de grafeno enroladas, onde suas extremidades podem ser cobertas com um hemisfério de estruturas de buckminsterfulereno ou podem ser abertas. Estas folhas são enroladas em ângulos quirais definidos. Experimentos comprovaram que a combinação do ângulo de enrolamento e raio definem as propriedades do nanotubos. Nanotubos são categorizados como Nanotubos de parede única (em inglês *Single-Walled Nanotubes* ou *SWNTs*), ou Nanotubos de Carbono de Múltiplas Paredes (em inglês *Multi-Walled Nanotubes* ou *MWNTs*), como demonstrado na Figura 2.43.

Naturalmente, nanotubos individuais alinham-se paralelamente em relação ao sentido do eixo do cilindro. Esse fenômeno foi explicado pelas Forças de Van der Waals (MACHADO, 2020).

Figura 2.43 – Imagem ilustrativa do Grafeno enrolado em uma parede simples e em paredes múltiplas.

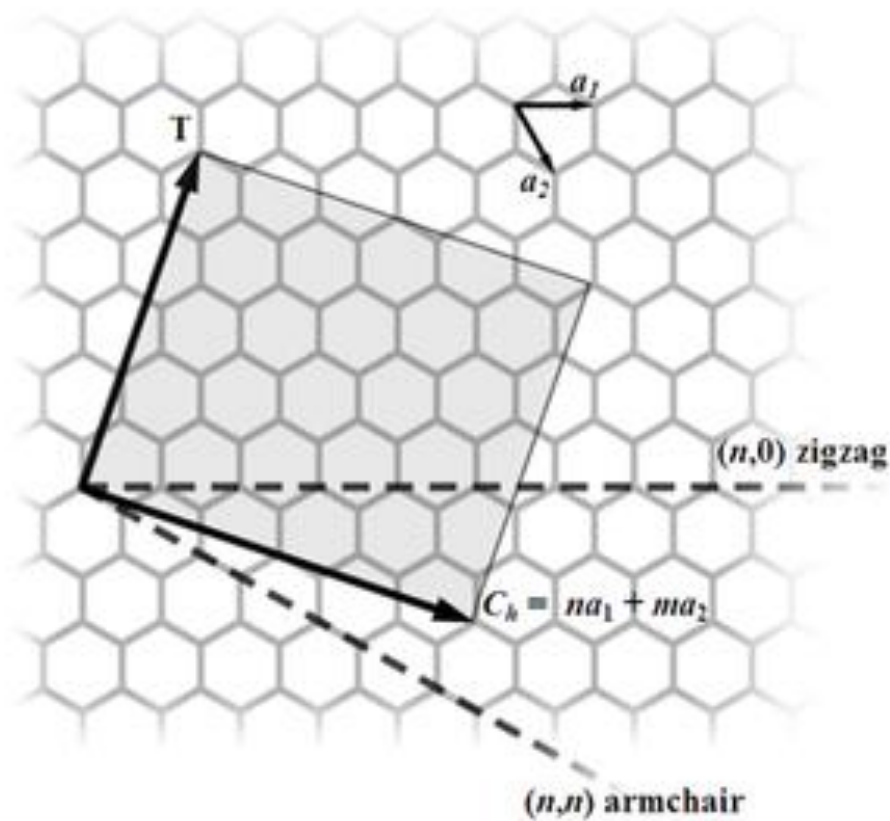


(a) Folha de grafeno, (b) NTC de parede simples, (c) NTC de paredes múltiplas.

Fonte: Machado (2020).

A direção que os átomos da folha de grafeno ficam alinhados é representada por um par de índice  $(n, m)$ . Os inteiros  $n$  e  $m$  denotam quantidades vetoriais ao longo de duas direções na estrutura atômica do grafeno. Se  $m = 0$ , os nanotubos são chamados de nanotubos zigzag, e se  $n = m$ , os nanotubos são chamados de nanotubos de *arm chair*. Caso contrário, eles são chamados de quirais (MACHADO, 2020; WICKPEDIA2,2020). A Figura 2.44 demonstra os vetores  $m$  e  $n$ .

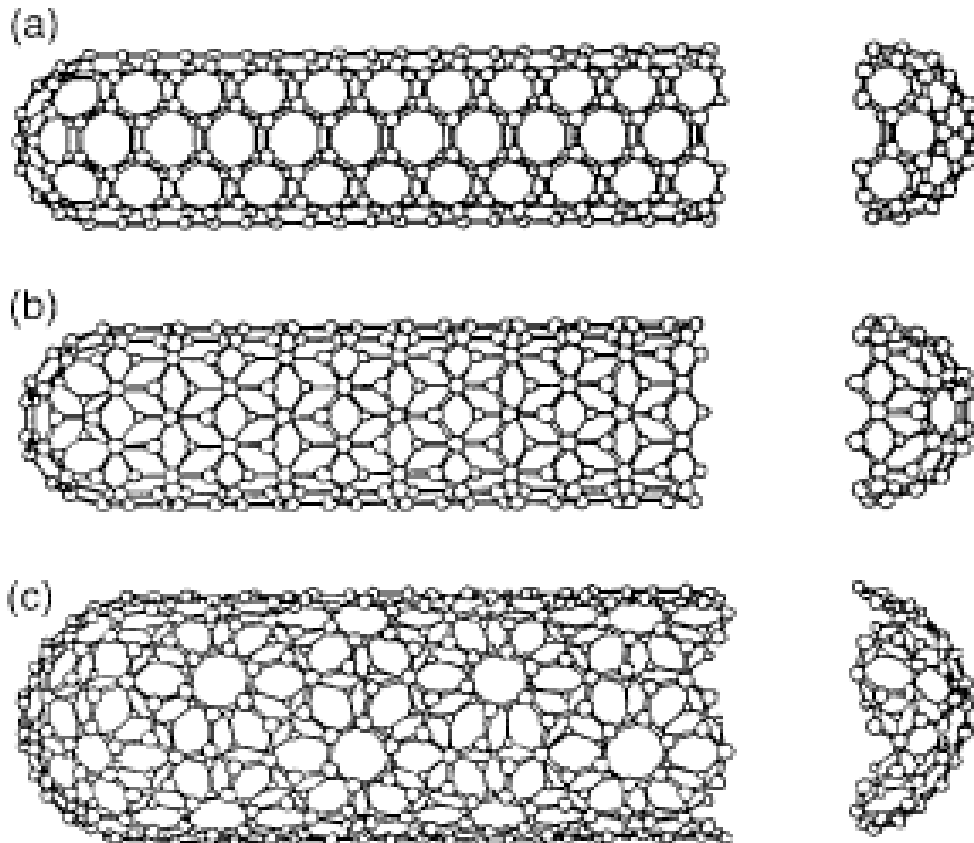
Figura 2.44 – Representação das direções vetoriais da nomenclatura dos NTC.



Fonte: Wikipedia (2020).

A Figura 2.45 apresenta os resultados das modificações dos ângulos quirais na estrutura do nanotubos.

Figura 2.45 – Algumas geometrias possíveis para os NTCs.



Geometria de NTC perfeitos cobertos com um hemisfério de estruturas de buckminsterfulereno. (a) armchair, (b) zig-zag, (c) Chiral.

Fonte: Erbest (2004).

Os Nanotubos de Carbono podem ser empregados como reforços estruturais em polímeros, desde que sejam previamente tratados quimicamente. Os tratamentos com banhos de ácidos fortes rompem algumas ligações das superfícies dos nanotubos, permitindo que estes liguem-se quimicamente à matriz polimérica. Este processo é chamado de funcionalização. Os Nanotubos de Carbono previamente funcionalizados são comumente incorporados à matriz polimérica antes da polimerização, permitindo que o compósito atinja propriedades físico-químicas excepcionais (ERBEST, 2004).

## 2.19 1.24. Os satélites artificiais

O termo satélite é originado do latim *satelles* ou *satellit*, que significa corpo que viaja em torno de um astro de massa dominante, em particular ao redor de um planeta. Existem dois tipos de satélites, os naturais, que são corpos celestes e os artificiais que são os engenhos construídos pela humanidade.

Os satélites possuem um tempo de vida útil, determinado por fatores como a quantidade de propelentes de correção de órbita, resistência à radiação e número de ciclos de carga e descarga da bateria. Ao final de uma missão, os satélites ou podem ficar orbitando como lixo espacial, serem guiados para órbitas cemitério, serem arremessados na atmosfera ou serem lançados no espaço profundo (ABRASAT, 2020; NASA2, 2017).

Os satélites artificiais podem ser agrupados segundo sua massa, como mostrado na Tabela 2.5:

Tabela 2.5 – Relação entre a nomenclatura e a massa de satélites artificiais.

Tipo de satélite artificial	Massa
Grande	$M \geq 1000 \text{ kg}$
Médio	$1000 \text{ kg} > M \geq 500 \text{ kg}$
Mini	$500 \text{ kg} > M \geq 100 \text{ kg}$
Micro	$100 \text{ kg} > M \geq 10 \text{ kg}$
Nano	$10 \text{ kg} > M \geq 1 \text{ kg}$
Pico	$1 \text{ kg} > M \geq 0,1 \text{ kg}$
Femto	$M < 0,1 \text{ kg}$

Fonte: Abrasat, (2020).

A Figura 4.46 apresenta os satélites e suas massas, conforme definido pelo INPE e pela AEB.



Figura 4.46 – Quadro comparativo dos satélites brasileiros.



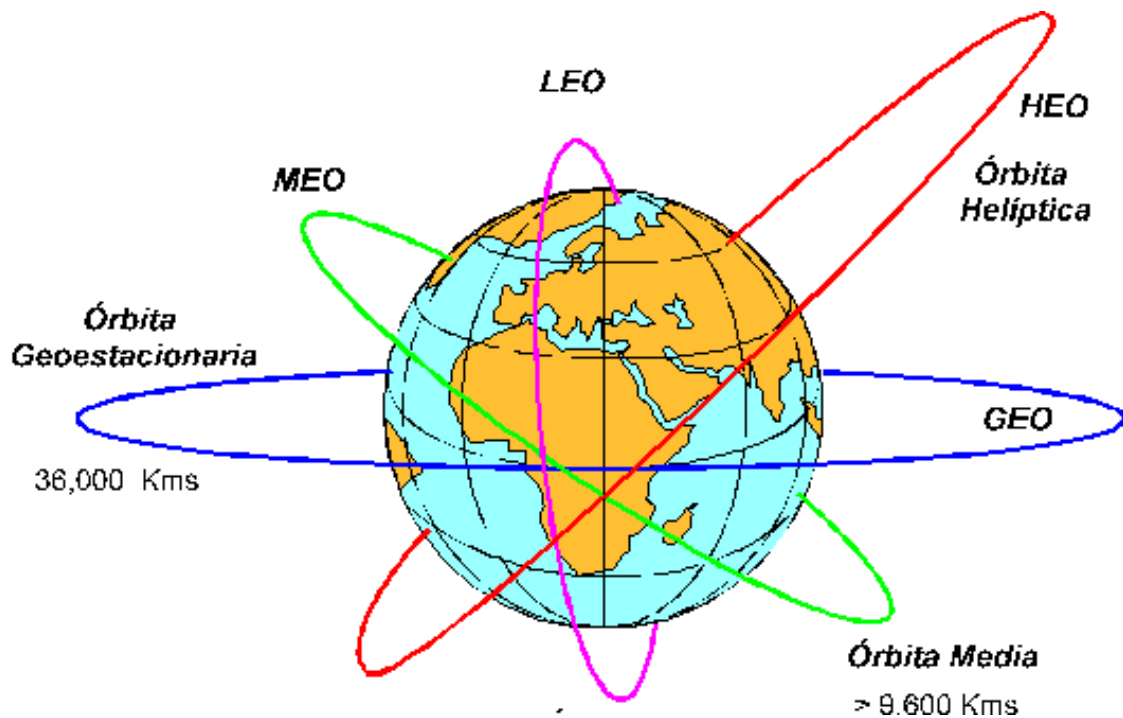
Fonte: INPE (2019).

Os satélites artificiais também podem ser categorizados pela finalidade, pela órbita e pela banda de comunicação. Dentro da categorização por finalidade, existem os satélites militares, os científicos, navegação e os de comunicações. Cerca de 75% dos satélites lançados a partir de 1957, tem finalidades militares. São majoritariamente desenvolvidos para telecomunicação, observação, ajuda à navegação e reconhecimento. O segmento bélico foi pioneiro da tecnologia de GPS (*Global Positioning System*). Os satélites científicos englobam experimentais, os meteorológicos, os de exploração do universo, os de comunicação e os de coletas de dados da Terra. Os satélites científicos experimentais visam validar novas tecnologias. Os satélites meteorológicos visam a prever o clima. Os satélites de exploração do universo, visam acumular conhecimento sobre o sistema solar e do universo como um todo. Os satélites de comunicação que são utilizados na transmissão mundial de informações digitais, especificamente para o mundo civil. E, por fim, os satélites de coleta de dados, que visa elaboração de informações sobre fenômenos físicos, químicos, biológicos da superfície da Terra e da atmosfera, através de uma gama de sensores. Dentro da categorização por órbita, os mais comuns são os de baixa órbita (em inglês *Low Earth Orbit* ou *LEO*), média órbita (em inglês *Medium Earth Orbit* ou *MEO*), alta órbita elíptica (em inglês *Highly Elliptical Orbit* ou *HEO*) e os geoestacionários (em inglês: *Geosynchronous Earth Orbit* ou *GEO*) (NASA2, 2017).

## 2.20 As principais órbitas dos satélites artificiais

As principais órbitas que os satélites artificiais habitam durante suas missões são descritos a seguir. A Figura 2.47 ilustra e os textos dos subitens de 2.20.1 até 2.20.4 as descrevem.

Figura 2.47 – Representação esquemática das principais órbitas Terrestres.



Fonte: Adaptado de NASA (2007).

### 2.20.1 Órbita Geoestacionária GEO (*Geosynchronous Earth Orbit*)

Órbita circular paralela ao equador, o satélite nesta órbita se mantém fixo em relação à Terra a uma altitude média de 35 786 km, com um período de revolução de 23h56m. Tempo de vida médio desses satélites é de 15 a 20 anos (ABRASAT, 2020).

### **2.20.2 Órbita baixa terrestre *LEO (Low Earth Orbit)***

Trata-se de uma órbita em que os satélites se encontram a uma altitude de 500 a 1.500 km da Terra com período de revolução 1h30m – 2h. Os satélites LEO são não estacionários em relação à Terra e têm um tempo médio de vida de 7 a 10 anos (ABRASAT, 2020).

### **2.20.3 Órbita média terrestre *MEO (Medium Earth Orbit)***

É o espaço ao redor da Terra a uma distância intermédia entre as órbitas GEO e LEO. O satélite MEO fica em uma altitude típica de 10 400 km e período de revolução 6 horas. Tempo médio de vida do satélite é de 7 a 10 anos (ABRASAT, 2020).

### **2.20.4 Órbitas helípticas *HEO (Highly Elliptical Orbit)***

É uma órbita elíptica inclinada com perigeu (ponto mais próximo da Terra) a 1 000 km de distância do planeta e apogeu (ponto mais distante da Terra) a 39 000 km. Período de revolução de 12 horas (ABRASAT, 2020).

## **2.21 As bandas de comunicação dos satélites**

O conceito de banda na classificação dos satélites envolve a faixa de frequência tanto para o *uplink* (caminho percorrido pelas ondas eletromagnéticas até o satélite contendo dados de telecomandos) quanto para o *downlink* (caminho percorrido pelas ondas do satélite até as antenas terrestres, contendo dados de telemetria). O *downlink*, ou telemetria e o *uplink*, ou telecomando, possuem frequências diferentes a fim de não causar interferência mútua. Abaixo seguem a Tabela 2.6 onde relaciona as bandas utilizadas nas transmissões por satélite.

Tabela 2.6 – Relação entre as bandas e as frequências eletromagnéticas utilizadas para comunicação de satélites artificiais com o controle de solo.

Banda	Frequência
P	200-400 Mhz
L	1530-2700 Mhz
S	2700-3500 Mhz
C	3700-4200 Mhz 4400-4700 Mhz 5725-6425 Mhz
X	7900-8400 Mhz
Ku1 (Banda PSS)	10.7-11.75 Ghz
Ku2 (Banda DBS)	11.75-12.5 Ghz
Ku3 (Banda Telcom)	12.5-12.75 Ghz
Ka	17.7-21.2 Ghz
K	27.5-31.0 Ghz

Fonte: Adaptado de INPE (2019) e Abrasat (2020).

## 2.22 Os nano e pico satélites artificiais

Iniciado em 1999, o Projeto *CubeSat* começou como um esforço colaborativo entre o Prof. Jordi Puig-Suari na *California Polytechnic State University (Cal Poly)*, San Luis Obispo, e o Prof. Bob Twiggs do Laboratório de Desenvolvimento de Sistemas Espaciais da Universidade de Stanford (*SSDL*). O propósito de o projeto é fornecer um padrão para design de pico satélites para reduzir custos e desenvolvimento tempo, aumentar a acessibilidade ao espaço e sustentar lançamentos frequentes. Atualmente, o projeto *CubeSat* é uma colaboração internacional de mais de 100 universidades, escolas de segundo grau e empresas privadas desenvolver pico satélites contendo cargas úteis científicas, privadas e governamentais. Um *CubeSat* é um Cubo de 10 cm com massa de

até 1,33 kg. Os desenvolvedores se beneficiam do compartilhamento de informações dentro da comunidade. A Figura 4.48 apresenta um modelo de engenharia de um Cubesat de 1U (NASA2, 2017).

Figura 4.48 – Exemplo de um Cubesat de 1U.



Fonte: NASA (2007).

### 3 MATERIAIS E MÉTODOS

#### 3.1 Visão geral dos métodos

Esta tese utilizou um amplo conjunto de métodos para propor um campo de soluções a P&D do material do escudo de proteção. As alíneas de “a” até “h”, descrevem a lista de sub métodos, ordenados temporalmente:

- (a) O método de **Engenharia de Sistemas**, empregado pela *NASA* auxiliou na identificação dos cenários, dos stakeholders e das soluções sistêmicas possíveis.
- (b) O método de análise de **Ciclo de Vida do Produto**, proposto pela *NASA* auxiliou na visão geral do produto a ser desenvolvido.
- (c) O método de **Engenharia de Requisitos** híbrido, propostos pela *PPI* e *NASA*, investigou as principais necessidades e redigiu requisitos concisos para direcionar o desenvolvimento do escudo.
- (d) O método de engenharia de **Simulação Computacional** foi utilizado para auxiliar na determinação do escopo do campo de soluções. Os ambientes virtuais utilizados foram: o software *Oltaris*, da *NASA* e o software *Microsoft Excel*. Estes proveram dados auxiliares para a determinação da composição química ideal através dos efeitos da radiação nos materiais candidatos.
- (e) O método de **Seleção de Materiais**, proposto por *Asbhy*, auxiliou na determinação da solução adequada com os requisitos do projeto.
- (f) O método analítico de experimentos de **Taguchi** orientou na determinação da melhor rota de processamento, a fim de garantir a isotropia do material proposto.

- (g) O método científico **hipotético dedutivo** procurou verificar ou refutar a hipótese  $H_0$ : *“É possível projetar um sistema capaz de atenuar o impacto com detritos e efeitos da radiação espacial em nano satélites. O sistema também deverá ter menor massa específica que a liga de alumínio 6061-t6, suportar o lançamento e a vida útil no espaço, além de ser capaz de ser moldado com a infraestrutura disponível no Brasil.”*
- (h) O método científico da **comparação** procurou determinar quais das soluções encontradas neste trabalho seria a mais eficiente, além de auxiliar na discussão dos porquês da escolha.

### 3.2 O método de engenharia de sistemas

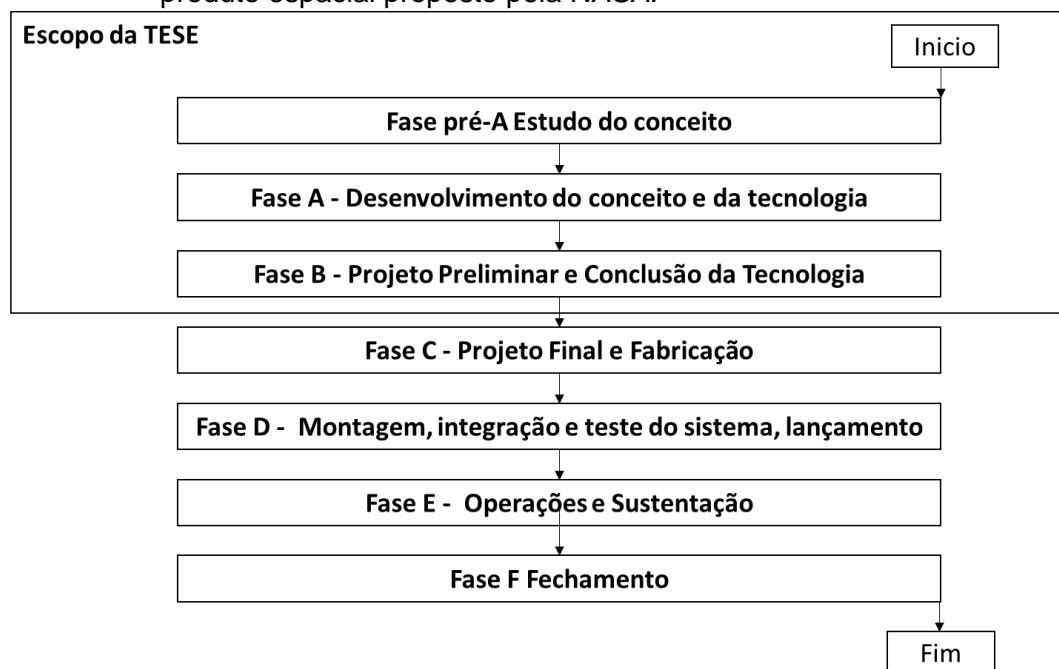
O método escolhido para desenvolver as soluções sistêmicas foi uma adaptação simplificada do método da NASA. Este método é amplamente empregado nos projetos espaciais e serviu como conexão entre esta tese e os métodos de engenharia empregados na instituição.

A adaptação do método partiu das seguintes premissas:

- (a) O produto investigado pelo método é a Tese de doutorado.
- (b) O material, definido como o objeto de estudo da Tese é o escudo biomimético.
- (c) O escudo biomimético é um subproduto do produto Tese de doutorado.

O produto Tese de doutorado está inserido nas três primeiras fases do ciclo de vida geral de um produto espacial proposto pela NASA, como demonstrado na Figura 3.1.

Figura 3.1 – Representação diagramática do escopo da Tese dentro do ciclo de vida do produto espacial proposto pela NASA.



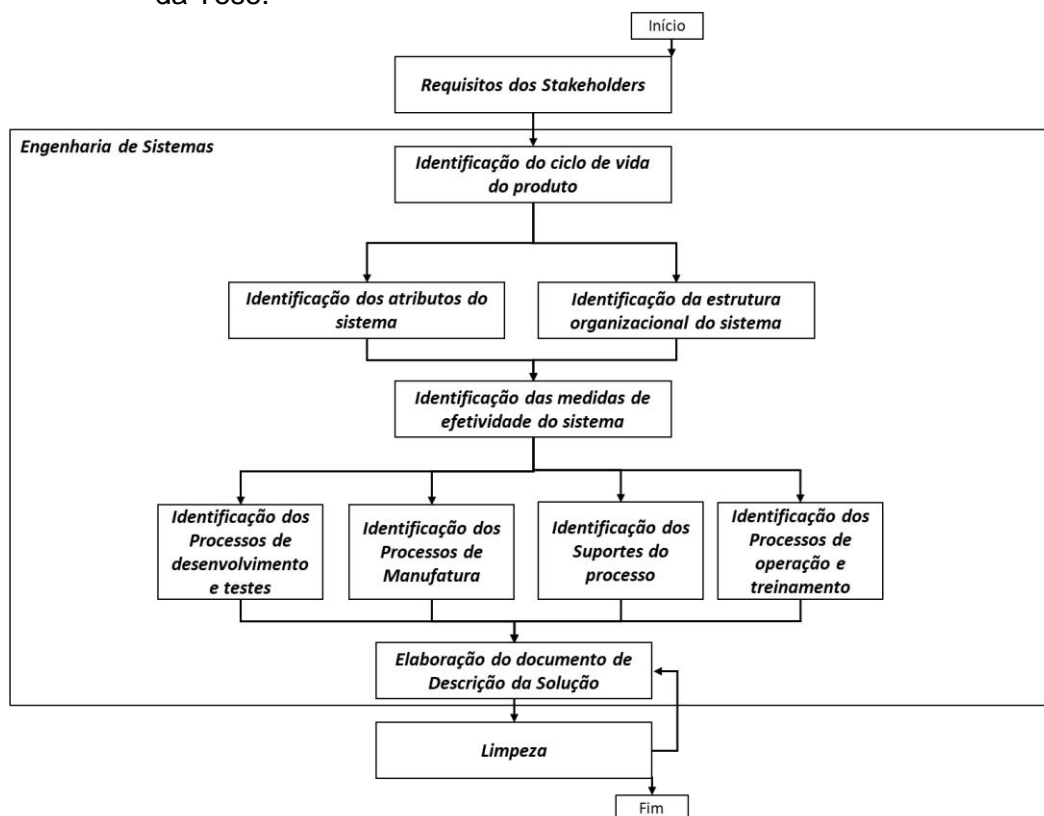
Fonte: Produção do Autor.

### 3.2.1 O método de determinação do ciclo de vida do produto

O método escolhido para direcionar o desenvolvimento da Tese de doutorado foi embasado no ciclo de vida de um produto espacial proposto pelo *System Engineering handbook* da NASA. O modelo foi adaptado para o contexto de pesquisa de materiais. Ressalta-se que este método foi escolhido para alinhar esta tese aos métodos de desenvolvimento de produtos espaciais da AEB. A Figura 3.2 apresenta o panorama geral proposto para o desenvolvimento da Tese de Doutorado.



Figura 3.2 – Fluxograma descritivo do panorama geral proposto para o desenvolvimento da Tese.



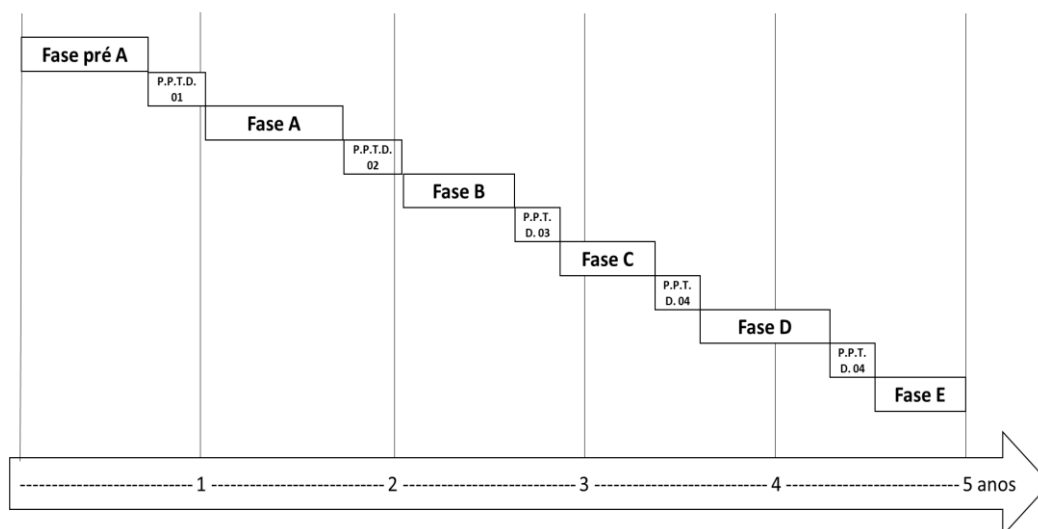
Fonte: Produção do Autor.

O método de engenharia de sistemas proposto no *System Engineering Handbook* da NASA, inicia-se com a determinação do ciclo de vida do produto, ou a Tese de doutorado. Este método propõe a divisão em sete fases, como descrito no tópico 2.2 da introdução. Embasado neste modelo, a produção da tese de doutorado também foi dividida, no entanto em seis fases, com o objetivo de organizar temporalmente a execução do trabalho.

Os eventos PPTD (ponto de parada e tomada de decisão) separam as fases. Tais eventos foram revisões de projeto onde a equipe determinou se as tarefas foram cumpridas e com qual eficácia.

Para a produção da Tese foi determinado o cronograma temporal de fases apresentado na Figura 3.3.

Figura 3.3 – Fluxogramas das fases do projeto de doutorado.



Fonte: Produção do Autor.

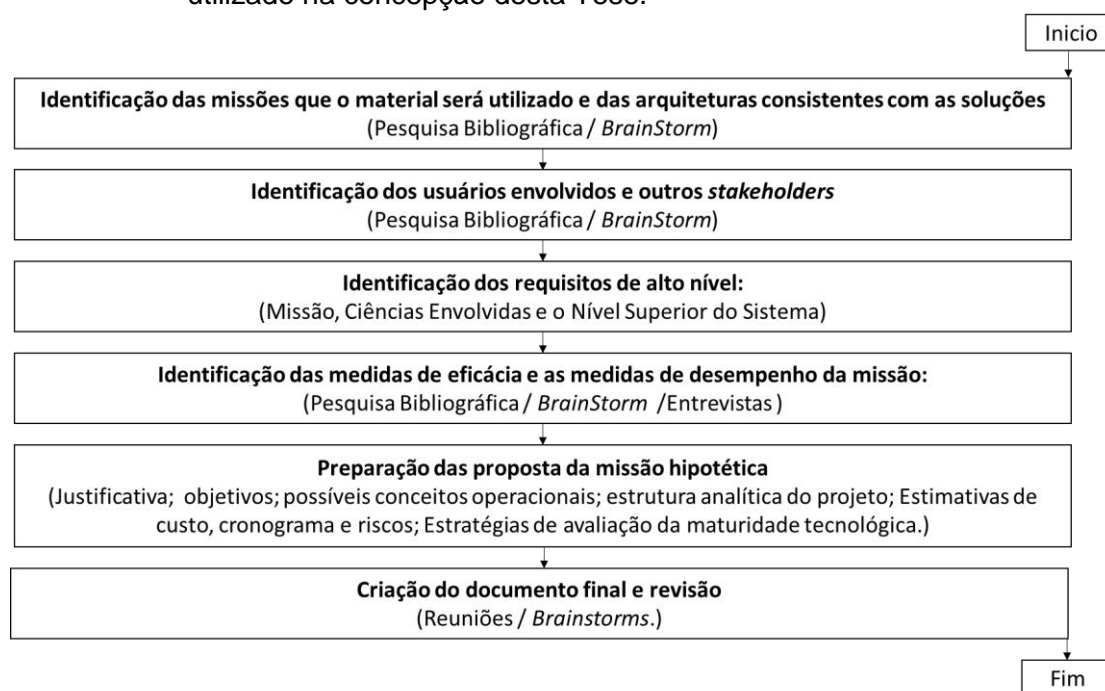
As adaptações das fases são descritas nos sub tópicos de 3.2.1.1 até 3.2.1.7:

### 3.2.1.1 Fase Pré-A:

A fase Pré-A se focou em produzir um amplo espectro de ideias e alternativas embasados numa missão, o RaioSat. Nesta fase ocorreu a análise inicial do problema e o estudo dos conceitos necessários para compreender e determinar o escopo do projeto.

Esta etapa foi marcada pela revisão bibliográfica, além de *brainstorms* com engenheiros e cientistas espaciais para a coleta dos requisitos da missão hipotética. O escopo da revisão foi amplo e investigou trabalhos de diferentes áreas, aparentemente correlacionadas. O fluxograma da Figura 3.4 descreve temporalmente o método proposto para a fase pré-A.

Figura 3.4 – Fluxograma descritivo da fase Pré-A do método adaptado da NASA utilizado na concepção desta Tese.

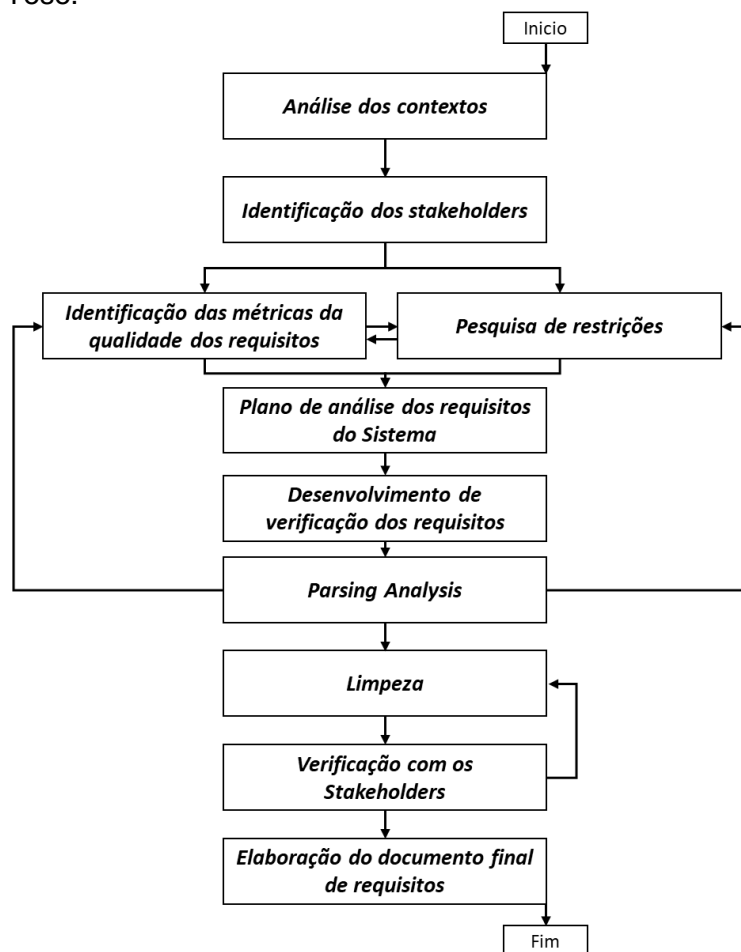


Fonte: Produção do Autor.

### 3.2.1.1.1 O método de engenharia de requisitos

O método de coleta e determinação dos requisitos escolhido foi uma forma híbrida do método da NASA e da PPI. O método híbrido foi criado para simplificar as coletas das necessidades dos *stakeholders*, além de padronizar a escrita apropriada, a descrição apropriada, o tratamento e a alocação dos requisitos nas suas respectivas classes. Os dados coletados nesta fase fomentaram um documento final de requisitos da missão. Determinou-se e se descreveu, para cada requisito, um código do requisito, um solicitante, um enunciado, um método de verificação, um texto de verificação, um critério de aceitação, uma análise racional e um responsável. O fluxograma da Figura 3.5 descreveu a simplificação do método aqui utilizada.

Figura 3.5 – Fluxograma do método de engenharia de requisitos híbrido utilizado nesta Tese.



Fonte: Produção do Autor.

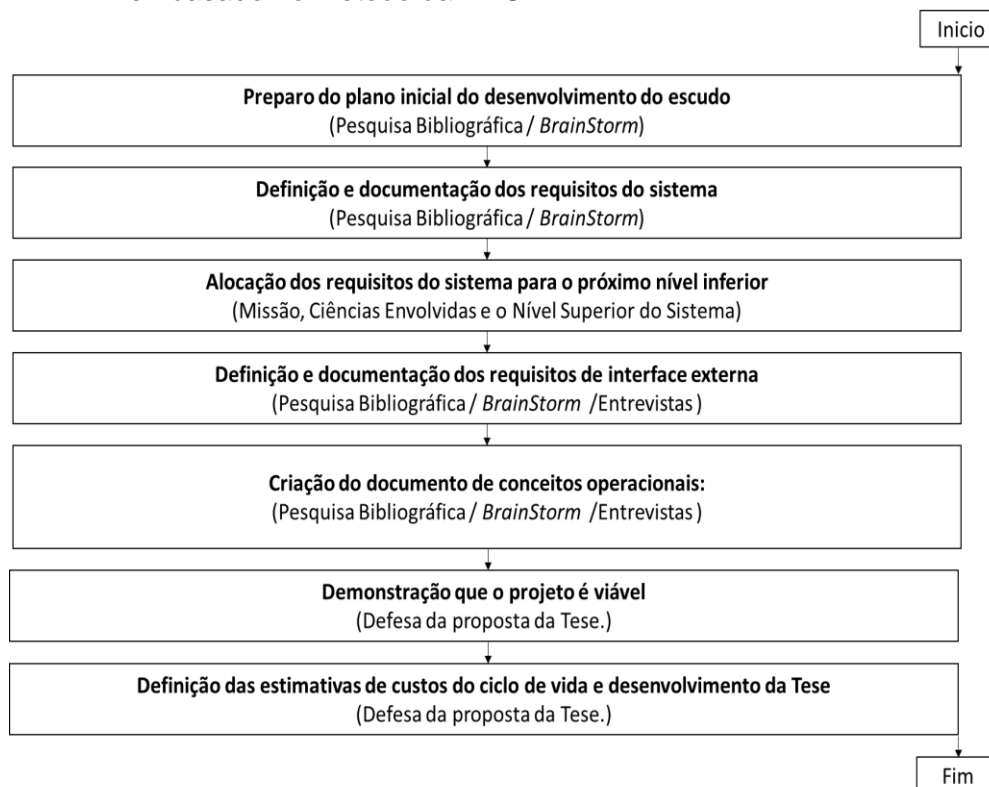
Cada requisito coletado foi classificado quanto sua prioridade, como desejável, dispensável ou mandatório. Os requisitos desejáveis foram aqueles que foram considerados úteis, porém não obrigatórios para o sucesso do escudo. Os requisitos dispensáveis foram considerados descartáveis por, ou diminuir a eficácia do sistema, ou atrasarem o design da solução, ou não serem necessários e apenas contribuir para a complexidade da solução. Por fim, os requisitos considerados mandatórios foram aqueles que foram considerados indispensáveis para o sucesso do escudo.

Cabe ressaltar que este método foi empregado em todas as demais coletas de requisitos que foram feitas nas fases posteriores à fase Pré-A.

### 3.2.1.2 A Fase A:

A fase A se focou em determinar a viabilidade e conveniência de um novo material sugerido, além de estabelecer uma compatibilidade de linha de base inicial com os planos estratégicos da AEB e do PNAE. Durante a Fase A, as atividades objetivaram desenvolver plenamente o conceito básico do produto “escudo biomimético”, além de delegar as responsabilidades para o desenvolvimento das tecnologias necessárias. Esta etapa, junto com as interações com as partes interessadas, fomentou o estabelecimento do conceito de missão e os requisitos do projeto. A fase A se encerrou com a definição dos objetivos específicos do trabalho. Os esforços da equipe se concentraram na análise dos requisitos do material e no estabelecimento da arquitetura do projeto. Os objetivos foram aprovados na PPTD (Ponto de Parada e Tomada de Decisão) entre as fases A e B. O fluxograma da Figura 3.6 descreve temporalmente o método da fase A.

Figura 3.6 – Fluxograma descritivo da fase A adaptado para a concepção desta Tese e embasado no método da NASA.

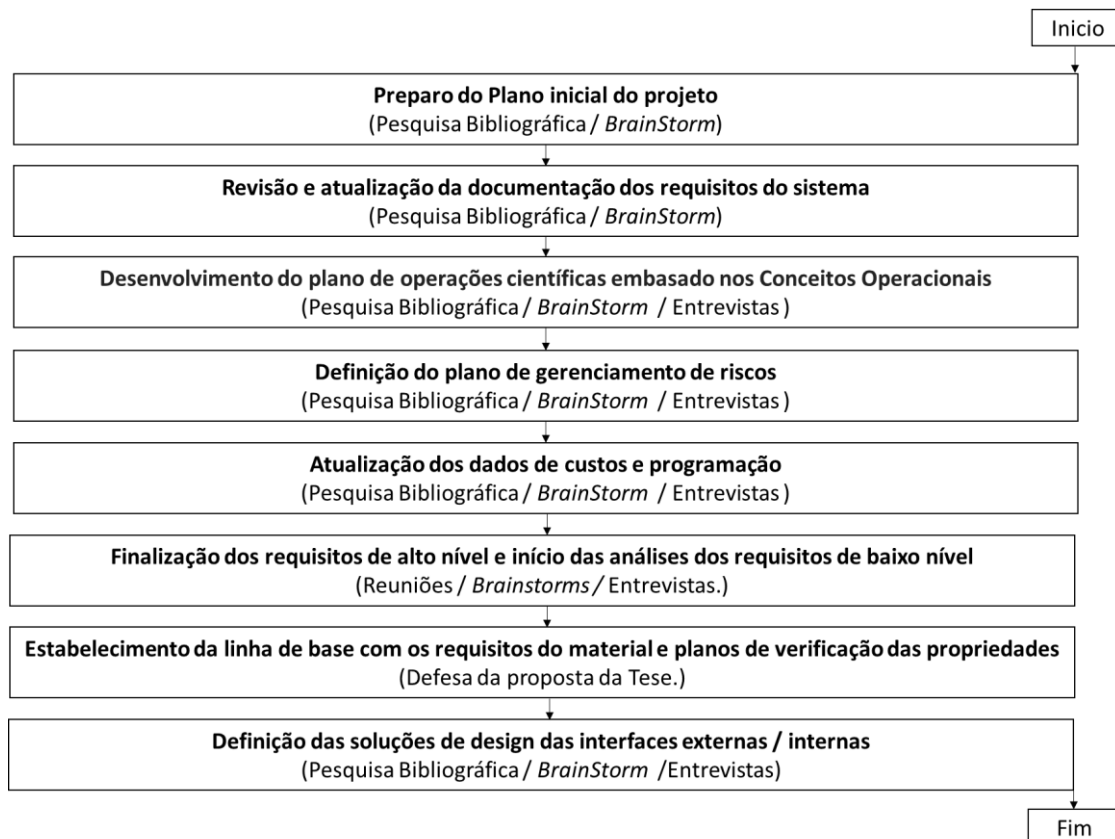


Fonte: Produção do Autor.

### 3.2.1.3 A Fase B

A fase B se focou em definir o projeto em detalhes suficientes para estabelecer uma linha de base inicial, capaz de atender às necessidades da missão e das instituições envolvidas. A fase B foi caracterizada pela análise dos cenários, pela análise dos interessados ou afetados secundários pelo sistema, ou *stakeholders* secundários, e pela tradução das necessidades coletadas em requisitos funcionais e de desempenho do *escudo*. A fase B foi dada como terminada após o detalhamento dos conceitos científicos necessários para o desenvolvimento do escudo, atribuindo a maturidade ao projeto, necessária para o início do procedimento experimental. O fluxograma da Figura 3.7 descreve temporalmente o método proposto para a fase B.

Figura 3.7 – Fluxograma descritivo da fase B, adaptado para a concepção desta Tese e embasado no método da NASA.

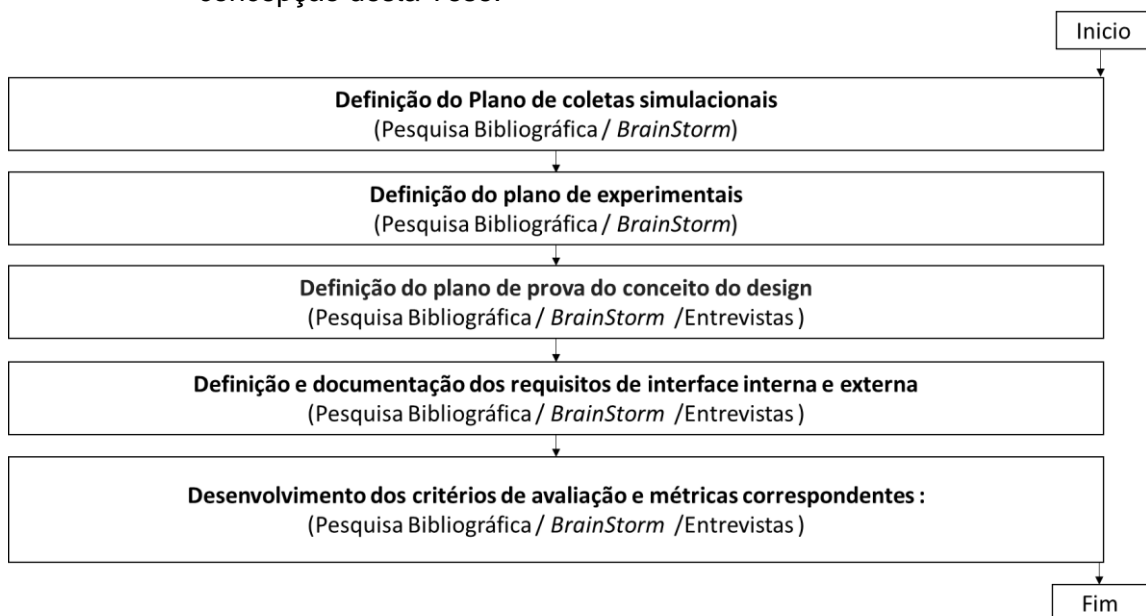


Fonte: Produção do Autor.

### 3.2.1.4 A Fase C

A fase C se focou em definir o plano de execução desta Tese, bem como defender, para uma banca de pesquisadores, a viabilidade do design. A defesa, acadêmica foi a Defesa de Qualificação da Tese, item obrigatório na pós-graduação do INPE. Esta fase fechou o escopo do estudo, definindo os meios e técnicas para a execução das coletas dos dados experimentais. Dentre as definições mais importantes, foram definidos os materiais e métodos da pesquisa. O fluxograma da Figura 3.8 descreve temporalmente o método proposto para a fase C.

Figura 3.8 – Fluxograma descritivo da fase C do método da NASA adaptado para a concepção desta Tese.



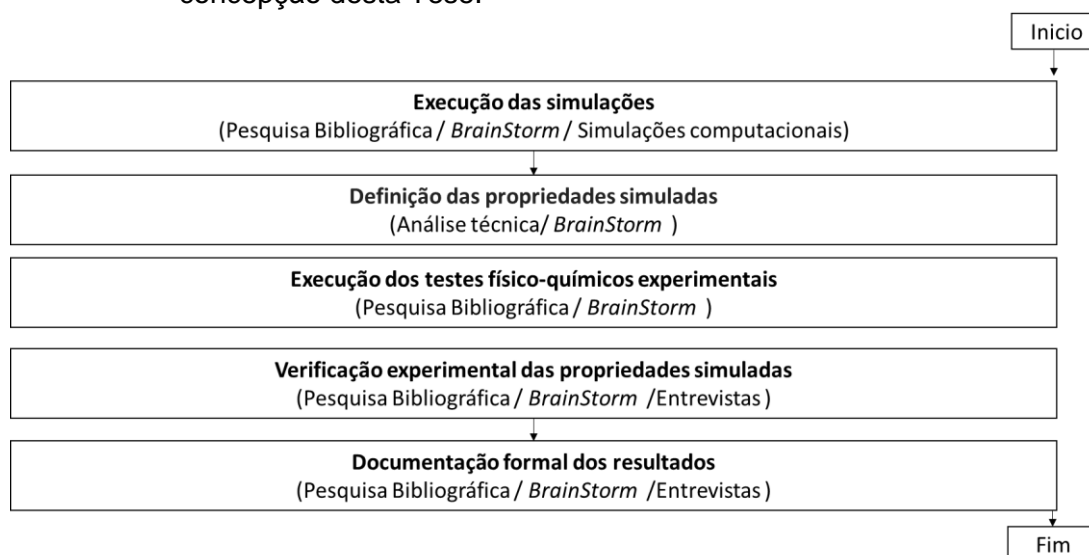
Fonte: Produção do Autor.

### 3.2.1.5 A Fase D

A fase D abrangeu a execução de todos os processos necessários para a coleta de dados simulados e experimentais. Esta fase também abrangeu toda a etapa da análise dos dados coletados pelos procedimentos experimentais. O objetivo principal foi verificar se as propriedades atendiam aos requisitos do projeto. Nesta fase, foram confeccionados os gráficos, tabelas de dados além de

efetuados todos os cálculos necessários para fomentar as conclusões da pesquisa. Esta fase foi dada como terminada após as coletas e os tratamentos matemáticos necessários de todos os dados. O fluxograma da Figura 3.9 descreve temporalmente o método proposto para a fase D.

Figura 3.9 – Fluxograma descritivo da fase D do método da NASA adaptado para a concepção desta Tese.



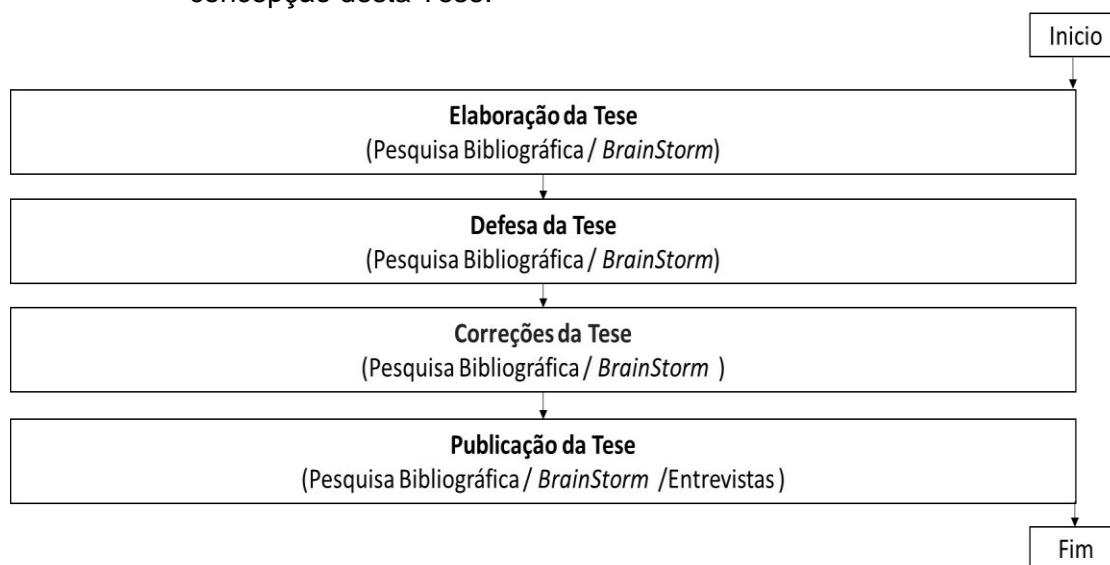
Fonte: Produção do Autor.

### 3.2.1.6 A Fase E

A fase E abrangeu toda da produção e publicação do documento. Incluindo os memoriais das análises. Como a pesquisa foi o tema de uma Tese de doutorado, o documento memorial é a Tese no formato padronizado do INPE. A escrita, a correção dos orientadores, bem como a defesa e correção da TESE foram as sub etapas desta fase. A fase E terminou com a conclusão da formatura do candidato e com a publicação no banco de dados da biblioteca digital do INPE. O fluxograma da Figura 3.10 descreve temporalmente o método proposto para a Fase E.



Figura 3.10 – Fluxograma descritivo da fase E do método da NASA adaptado para a concepção desta Tese.



Fonte: Produção do Autor.

### 3.3 O método de engenharia simulação computacional

O método de simulação, executado através do software OLTARIS, determinou o campo de soluções plausíveis, de acordo com os requisitos do projeto. Nele, foram simuladas composições e espessuras diversas com os parâmetros orbitais determinados para a análise da missão. Os parâmetros fixos adotados para a verificação da hipótese foram listados na Tabela.3.1. Cada material e cada compósito foi simulado independentemente, seguindo exatamente os parâmetros da Tabela.3.1. As simulações se diferenciaram pelo tipo de material e pela espessura de cada camada. As espessuras simuladas foram 0,1; 0,15; 0,2; 0,3; 0,5; e 0,7 mm.

Tabela 3.1 – Principais parâmetros adotados nas simulações no software OLTARIS.

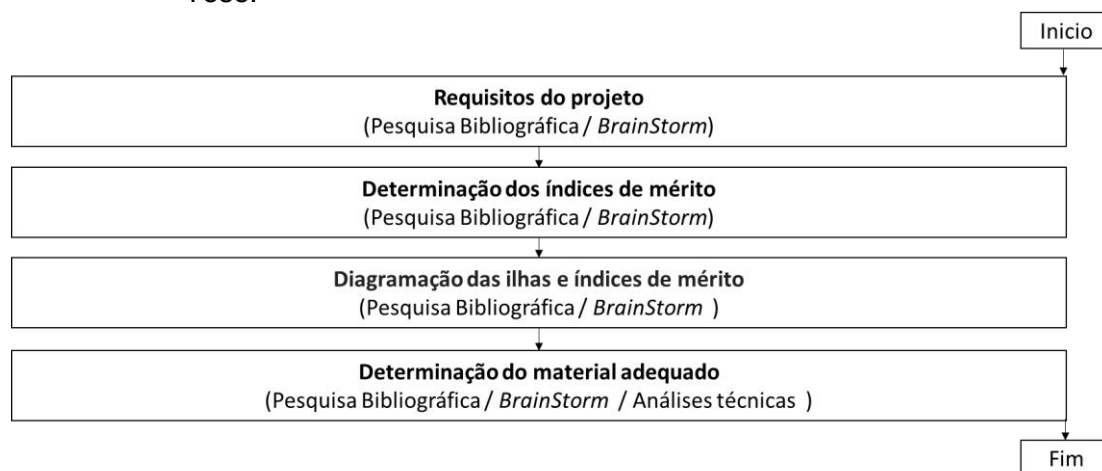
Ambiente	Valor
Tipo	Órbita terrestre.
Início / fim da missão	09/10/2016 até 09/10/2017.
Dias totais da missão	365.
Altitude	1000.00 km.
Inclinação	51.6 graus.
Componentes radioativos	Raios cósmico galácticos, prótons aprisionados no cinturão de Van Allen e nêutrons do albedo terrestre.
Modelo dos Raios cósmicos galácticos	BO – 14.
Modelo dos prótons aprisionados	AP8.
Respostas solicitadas	Fluxo, Dose (no silício), Dose_Equivalente (fator qualitativo = ICRP60), TLD_100, e LET (no silício).
<i>Grid Engine ID</i>	1512765.
Geometria da proteção	Casca Esférica com 5 cm de raio.
Geometria do alvo de silício	Casca Esférica com 0,1 cm de raio.

Fonte: Produção do Autor.

### 3.4 O método de seleção de materiais

Após a análise da Fase B, o escopo de soluções plausíveis para o Escudo foi determinado. A escolha do material ideal foi feita através do método de Seleção de Materiais do Asbhy. Neste processo, as principais propriedades foram identificadas e comparadas com os diagramas de ilhas do método. Esta técnica fomentou a conclusão de qual das soluções seria empregada, em concordância com os requisitos do projeto. A sub etapa do método experimental obedeceu ao fluxograma da Figura.3.11.

Figura 3.11 – Método de análise e seleção dos materiais candidatos utilizados nesta Tese.



Fonte: Produção do Autor.

### 3.5 O método de funcionalização dos nanotubos

O método de funcionalização dos nanotubos utilizou uma solução de um terço de ácido sulfúrico com 98% de pureza e dois terços de ácido clorídrico com 99,98% de pureza. Para cada grama do material, foram utilizados 50ml de solução. A solução também foi aquecida na faixa de temperatura de 65 à 68 °C e os nanotubos foram inseridos. A temperatura foi mantida aproximadamente constante até o fim do banho ácido. O banho durou aproximadamente 4h. Os nanotubos foram então filtrados com um vidro poroso com diâmetro médio de poros de 0,01 µm. Durante a filtragem os nanotubos foram lavados com uma solução de NaOH de concentração aproximada de 5mols/L. Papel tornassol foi utilizado para verificar o ph e o processo só cessou após o Ph ficar neutro. Após a lavagem e a neutralização, os nanotubos foram prontamente misturados com uma solução de 1mol/L de silano-amina e depois secos em estufa à 100°C por 24h. Por fim, os nanotubos foram guardados em um recipiente com vácuo de 10<sup>-5</sup> Pa para evitar reações inesperadas com gases atmosféricos.

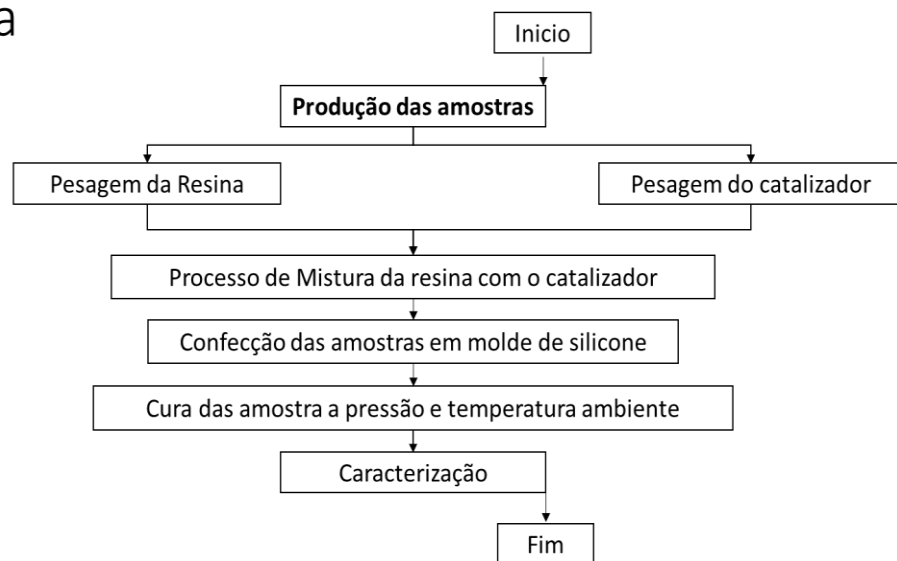
### 3.6 O método analítico de experimentos de Taguchi

O método Taguchi foi utilizado para determinar a(s) melhor(es) rota(s) de processamento. Ele buscou identificar e tratar as principais fontes de ruído nos resultados, através de métodos estatísticos. A investigação estudou as quantidades e as formas de processamento do compósito formado por resina epóxi, nanotubos de carbono de paredes múltiplas e carbeto de boro nanométrico, composição determinada pela etapa de seleção dos materiais.

Para o estudo das fontes de ruído, o método exigiu a determinação das rotas de processamento de cada compósito testado, bem como as rotas de preparo e caracterização. Logo, os fluxogramas das Figuras de 3.12 a 3.21 apresentam os métodos de produção das amostras para cada rota de processamento avaliadas.

Figura 3.12 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota Pura”.

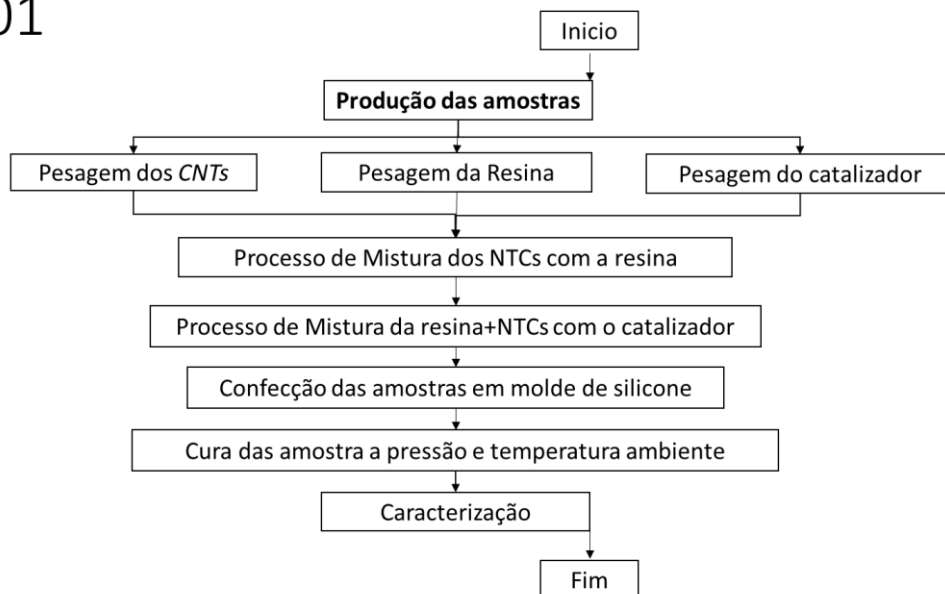
#### Rota Pura



Fonte: Produção do Autor.

Figura 3.13 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 01”.

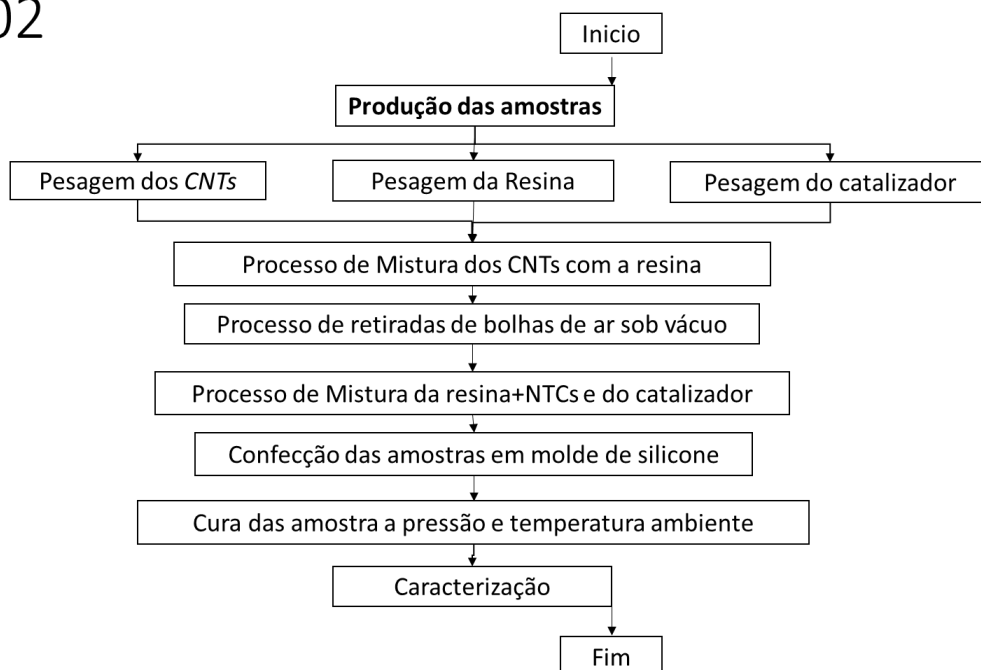
## Rota 01



Fonte: Produção do Autor.

Figura 3.14 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 02”.

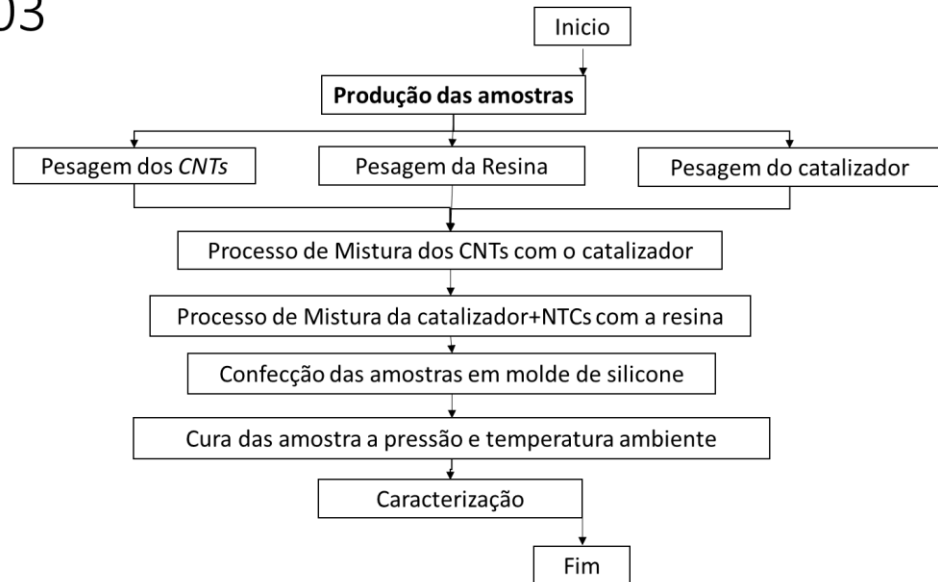
## Rota 02



Fonte: Produção do Autor.

Figura 3.15 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 03”.

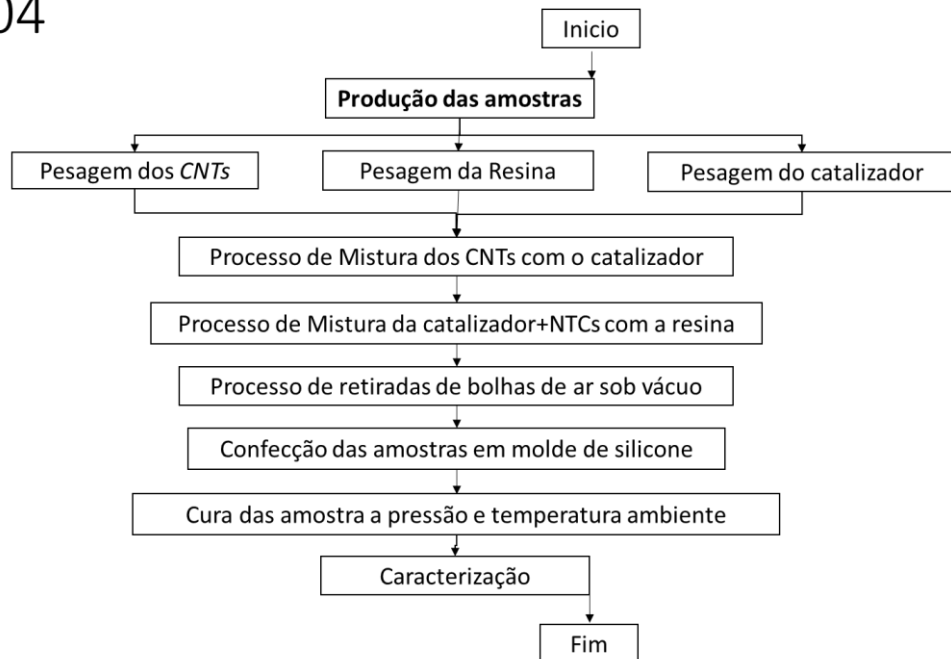
## Rota 03



Fonte: Produção do Autor.

Figura 3.16 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 04”.

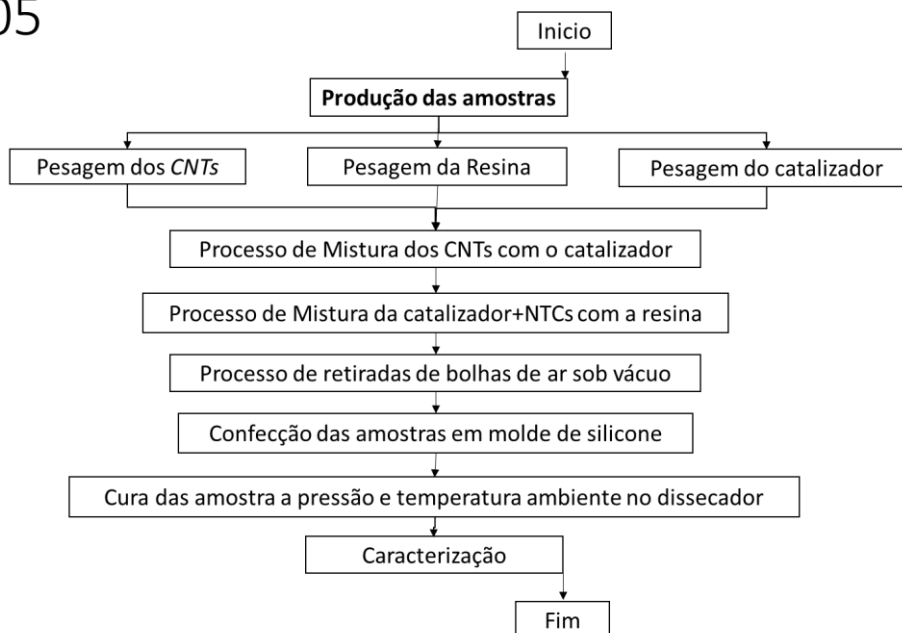
## Rota 04



Fonte: Produção do Autor.

Figura 3.17 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 05”.

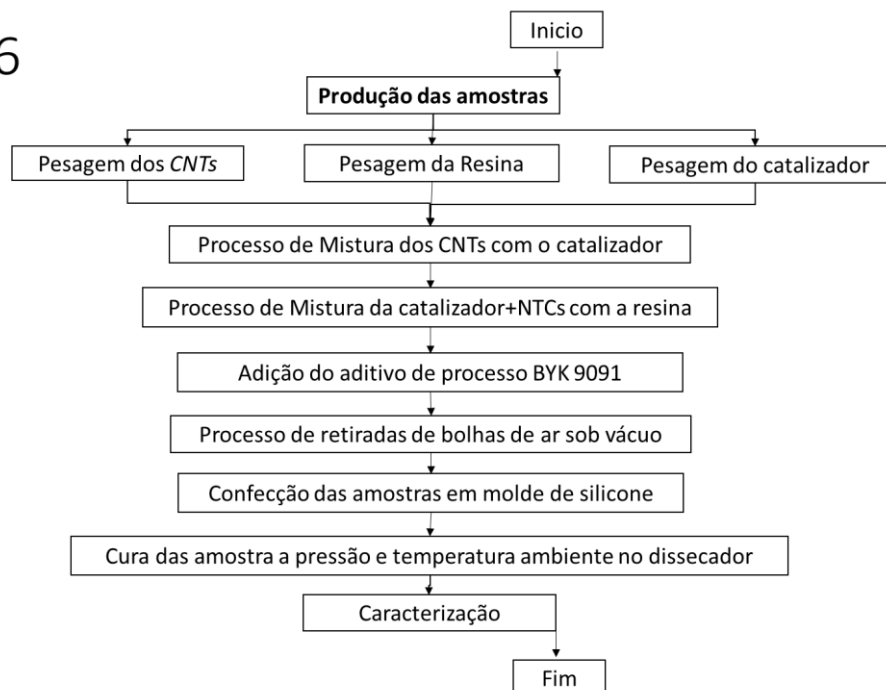
## Rota 05



Fonte: Produção do Autor.

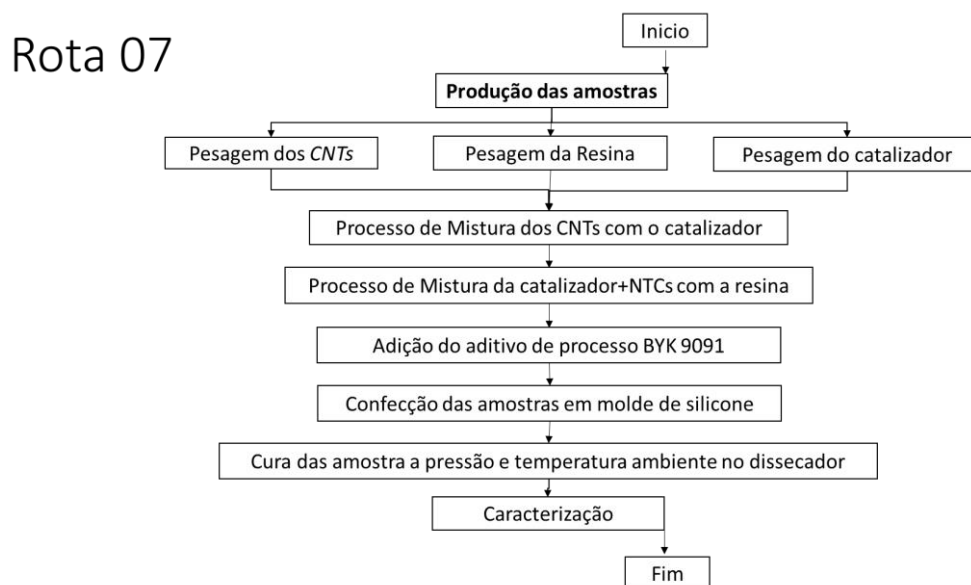
Figura 3.18 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 06”.

## Rota 06



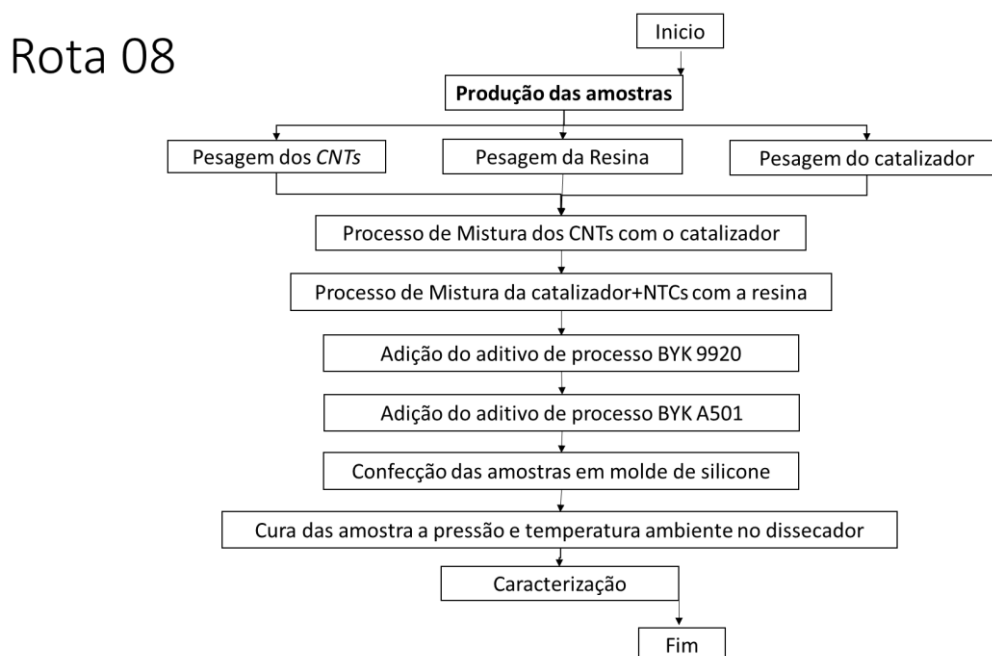
Fonte: Produção do Autor.

Figura 3.19 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 07”.



Fonte: Produção do Autor.

Figura 3.20 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 08”.

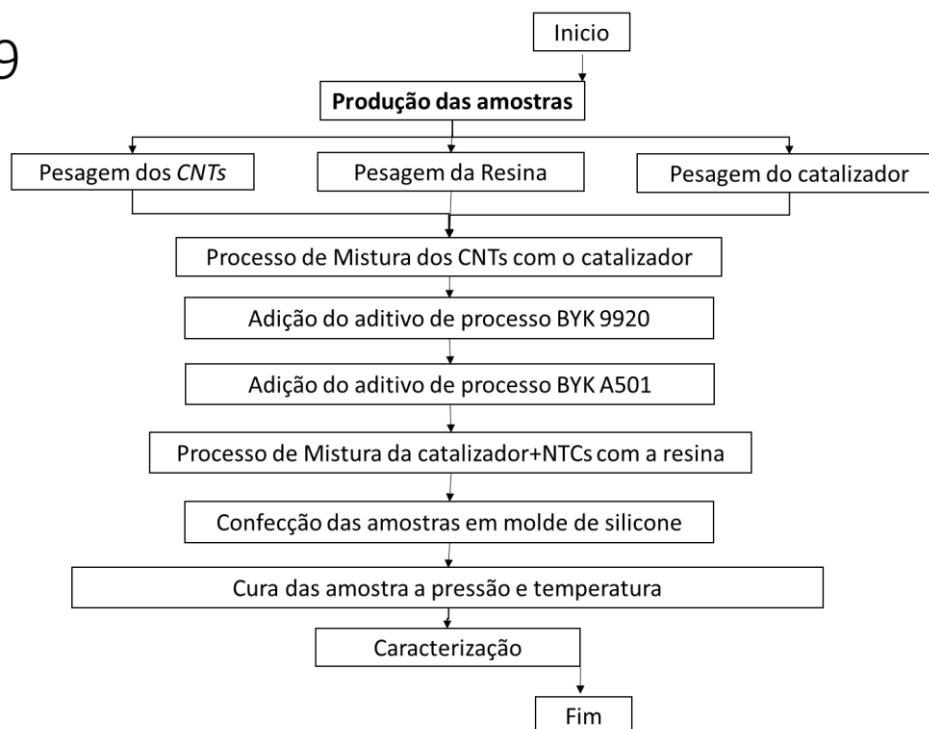


Fonte: Produção do Autor.



Figura 3.21 – Fluxograma da rota de processamento denominada “Rota 09”.

## Rota 09

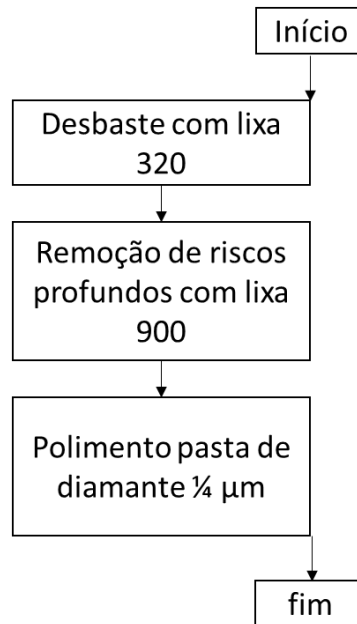


Fonte: Produção do Autor.

### 3.7 O Polimento das amostras

Quanto ao polimento das amostras, o processo está descrito na Figura 3.22. As lixas usadas foram da marca Bülher, com grânulos descritos no fluxograma. A mudança de cada etapa foi determinada pelo desaparecimento das marcas da lixa anterior, após inspeção visual. Em cada mudança de lixa, as amostras foram tombadas com ângulos de 90 graus para maximizar a eficiência da remoção dos riscos provenientes das etapas anteriores.

Figura 3.22 – Fluxograma do processo de polimento das amostras.



Fonte: Produção do Autor.

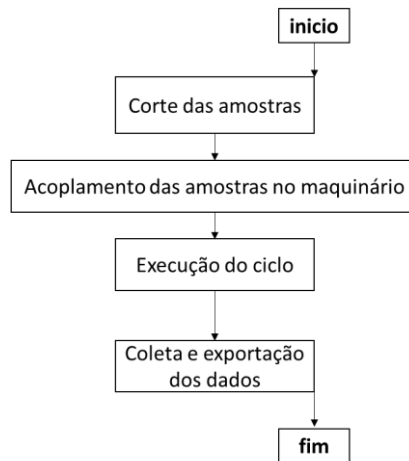
### 3.8 Os ensaios de caracterização

#### 3.8.1 Os ensaios de fadiga dinâmica

Os ensaios de fadiga dinâmica axial foram realizados seguindo a norma ISO 6721-5:2019. O maquinário foi ajustado para uma onda senoidal de  $0 \pm 0,001N$  até o limite de  $5N \pm 0,001N$  com período variando conforme as frequências descritas no capítulo 3. A figura 13 apresenta o fluxograma das atividades experimentais realizadas. As medidas utilizadas para as amostras foram espessura (h) de  $3,00 \pm 0,02$  mm, largura de  $20,00 \pm 0,02$  mm e altura de  $100,00 \pm 0,02$  mm. A distância entre as garras foi de  $80,00 \pm 0,02$  mm.

Os ensaios de fadiga dinâmica seguiram o fluxo de atividades descrito pela Figura 3.23.

Figura 3.23 - Fluxograma experimental dos ensaios de fadiga dinâmica.

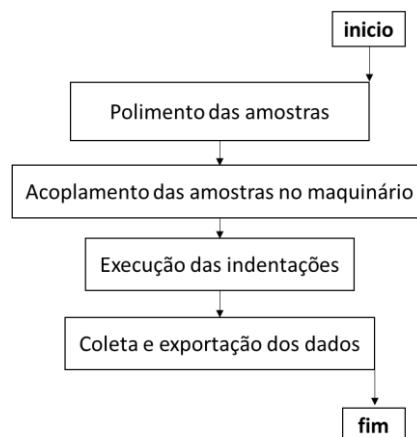


Fonte: Produção do Autor.

### 3.8.2 Ensaios de dureza

Os ensaios de dureza Rockwell foram realizados seguindo as instruções da norma ISO 2039-1:1991 e posteriormente, convertidos para valores Vickers. O micro durômetro foi configurado com uma ponta de esfera de aço padrão e foi aplicada uma carga de 2 Kgf. O fluxo de atividades está descrito na Figura 3.24.

Figura 3.24 - Fluxograma experimental dos ensaios de dureza Vickers.

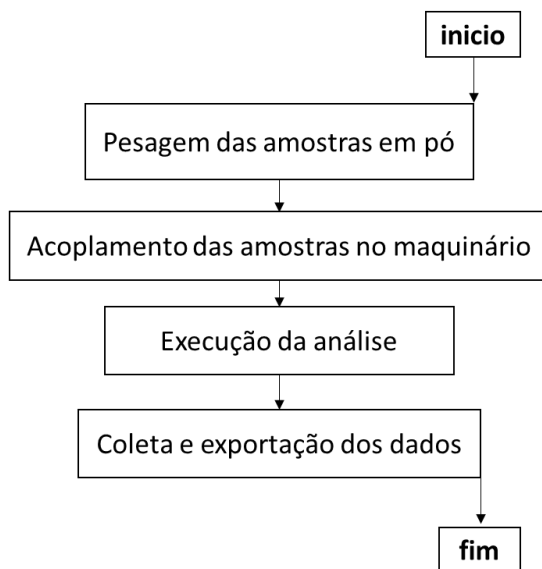


Fonte: Produção do Autor.

### 3.8.3 Ensaio de FT-IR

As análises de FT-IR foram conduzidas com aproximadamente 0,01g de nanotubos após o processo de funcionalização. A Figura 3.25 apresenta o fluxograma experimental executado.

Figura 3.25 – Fluxograma experimental das análises por FT-IR.

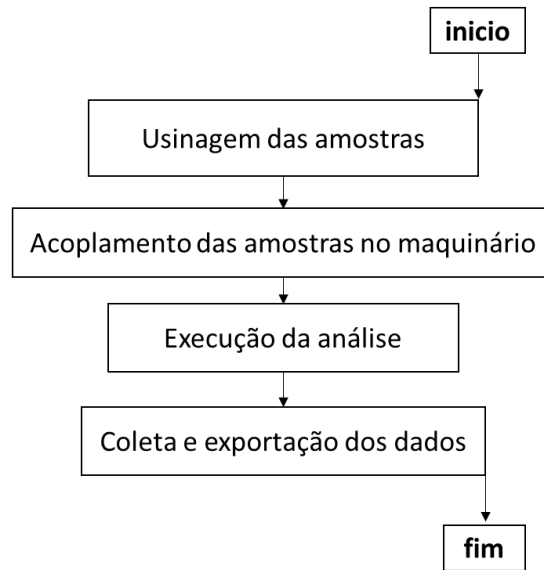


Fonte: Produção do Autor.

#### 3.8.3.1 Ensaio de XPS

Os ensaios de XPS decorreram nas amostras curadas. As amostras foram usinadas em cavacos e posteriormente moídas em um moinho de bolas, até que o compósito obtivesse o aspecto de pó. As amostras foram peneiradas com peneiras de *mesh* 200 e 600 para homogeneização dos grânulos. O pó analisado foi aquele que ficou entre estas duas peneiras. O pó não passou pela peneira 200, ou que passou pela 600 foi descartado. O fluxograma geral das atividades descrito na Figura 3.26.

Figura 3.26 – Fluxograma experimental das análises por XPS.

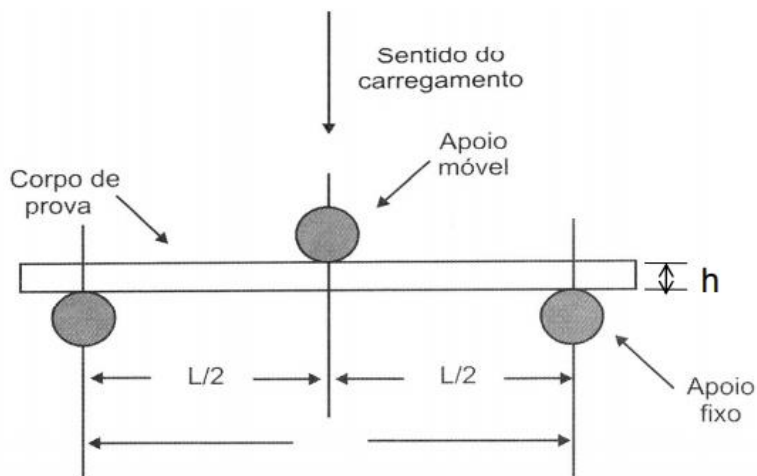


Fonte: Produção do Autor.

### 3.8.3.2 Ensaios de flexão em 3 pontos

Os ensaios de flexão com 3 pontos de apoio foram realizados seguindo a norma ISO 14125:1998. O objetivo foi o de determinar a tensão de ruptura e o módulo elástico das amostras. A Figura 3.27 descreve as medidas padronizadas utilizadas no teste.

Figura 3.27 – Exemplificação do ensaio de flexão em 3 pontos aplicado nas amostras.

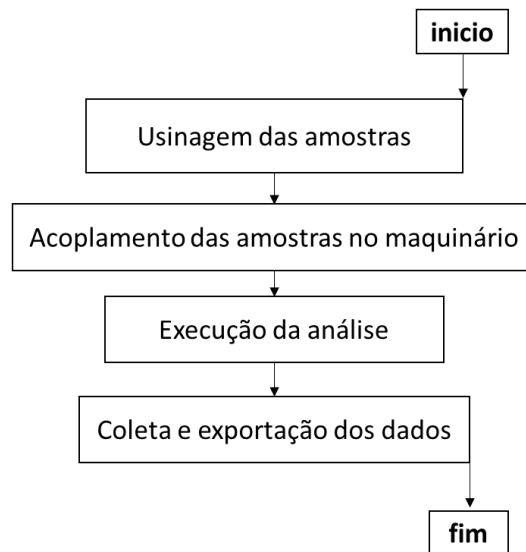


Fonte: Produção do Autor.

As amostras tinham espessura (h) de  $3,25 \pm 0,02$  mm, com a distância entre pontos de apoio (L) de  $50,80 \pm 0,2$  mm e largura (b) de  $12,70 \pm 0,02$  mm.

O método de coleta dos resultados utilizado foi descrito no fluxograma da Figura 3.28.

Figura 3.28 – Fluxograma experimental da coleta dos dados de resistência à ruptura e módulo elástico.



Fonte: Produção do Autor.

#### 3.8.4 Ensaios de micro capacitância

Os ensaios de micro capacitância foram feitos utilizando um método especialmente desenvolvido pelo grupo para comparar as micro capacitâncias. Foram usinados cubos de  $1,000 \times 1,000 \times 1,000 \pm 0,001$  cm feitos dos compósitos. Fitas de carbono condutoras foram coladas nas superfícies paralelas dos eixos, x, y e z e foi acrescentado um filamento condutor de aço inox 304. A capacitância do sistema sem as amostras foi previamente mensurada e subtraída do valor coletado, a fim de eliminar a medida do sistema de testes.

Para a validação deste teste foi postulado que quanto menor seria dispersão entre os resultados medidos entre as faces, mais homogêneo o compósito seria. A análise também partiu do princípio de que o sistema é trifásico e constituído por resina, nanotubos e ar absorvido e adsorvido.

### **3.9 Os métodos científicos**

Este trabalho procurou verificar a hipótese científica  $H_0$ , através do método científico hipotético-dedutivo e do método científico da comparação. Este método foi auxiliado por uma série de métodos de engenharia e tecnologia, descritos no início deste capítulo.

#### **3.9.1 O método científico hipotético-dedutivo**

A hipótese a ser investigada foi:

$H_0$  = É possível projetar um sistema capaz de atenuar o impacto com detritos e efeitos da radiação espacial em nano satélites. O sistema também deverá ter menor massa específica que a liga de alumínio 6061-t6, suportar o lançamento e a vida útil no espaço, além de ser capaz de ser moldado com a infraestrutura disponível no Brasil.

$H_1$  = É a negação da capacidade de desenvolvimento do escudo biomimético.

Em termos da lógica proposicional:  $H_1 = \sim H_0$ .

#### **3.9.2 O método científico da comparação**

O método científico da comparação identificou as diferenças entre as performances dos materiais no ambiente espacial proposto. Comparou-se:

- (a) Os resultados das simulações diversas;
- (b) Os resultados do método de Taguchi;
- (c) Os resultados das caracterizações.

Os resultados gráficos apresentados no capítulo Resultados e Discussões foram compilações dos resultados obtidos nas 164 simulações feitas, nas caracterizações e nas análises de Taguchi.

### **3.10 Materiais utilizados**

Os materiais e maquinários utilizados para a confecção e a caracterização das amostras estão especificados nas alíneas abaixo.

- (a) Nanotubos NanoCyl 3100 com pureza superior à 95% de C;
- (b) Resina Epóxi: HB2001 A+B;
- (c) Vaselina;
- (d) Moldes de silicone Marca Buelher de diâmetro 1 pol;
- (e) Moldes de corpos de prova padrão, impressos por manufatura aditiva de Polietileno;
- (f) Dissecador de vidro de 30 L;
- (g) Bomba de vácuo Cole Parmer, modelo Air Admiral;
- (h) Álcool isopropanol absoluto Marca Carlo Erba Reagents;
- (i) Misturador de alto cisalhamento Marca: Yellow line Modelo: DL 25 Basic;
- (j) Luvas de nitrilo Sanyc.
- (k) Balança de precisão Marca AND, modelo GR200;
- (l) Microdurômetro Marca Buehler, modelo Wilson HV1102;
- (m) Politriz Marca Metaserv Modelo 2000;
- (n) Lixa de granulometria 320 marca Buelher Carbimet;
- (o) Lixa de granulometria 900 marca Buelher Carbimet;



- (p) Pasta de diamante de  $\frac{1}{4}$   $\mu\text{m}$ , Marca microdiamant modelo ECO FAZ/m 0,25.
- (q) Misturador de alto cisalhamento Marca: Yellow line Modelo: DL 25 Basic;
- (r) Aditivo de processo Marca BYK, modelo P9920;
- (s) Aditivo de processo Marca BYK, modelo A512;
- (t) Máquina de ensaios de fadiga mecânica Marca: Boose, Modelo: Smart Test SP;
- (u) Máquina de ensaios universal Marca: EMIC modelo :1000;
- (v) Máquina de ensaios FT-IR Marca: Mattson Modelo:7000 galaxy series;
- (w) Máquina de ensaios de XPS Marca: Kratos, Modelo: ULTRA DLD.

## **4 RESULTADOS E DISCUSSÕES**

Este capítulo apresenta os resultados e as respectivas discussões acerca da Tese. As informações foram dispostas na respectiva ordem em que surgiram na metodologia, para facilitar aos leitores a compreensão do raciocínio descrito.

### **4.1 Os resultados do método de engenharia de sistemas**

O método escolhido para desenvolver as soluções sistêmicas foi uma adaptação simplificada do método de engenharia de sistemas proposto no handbook “*System Enginnering*” da NASA (NASA,2007). Este método e suas variantes são amplamente empregados nos projetos do INPE e serviram como conexão entre os métodos desta Tese e os métodos de engenharia empregados na instituição. A adaptação do método foi descrita na Figura 3.2 do capítulo Materiais e Métodos.

Abaixo são apresentados os resultados obtidos em cada fase da produção da Tese. Cabe ressaltar que o método foi utilizado para a produção da Tese e o subproduto da aplicação do método foi a P&D do escudo biomimético. Esta metodologia foi utilizada a fim de organizar as ideias da pesquisa e fomentar o desenvolvimento do material de forma lógica e linear. Os autores consideraram que, como os moldes da Engenharia de Sistemas preconizam, é fundamental delinear um amplo espectro de soluções para facilitar as tomadas de decisão. Também foi tomado como premissa para a escolha deste método peculiar que o objetivo foi criar um trabalho acadêmico e que seu subproduto são os resultados da pesquisa.

#### **4.1.1 Os resultados das análises da fase Pré-A.**

##### **4.1.1.1 Os resultados identificação do problema proposto para a tese**

A necessidade do desenvolvimento de um novo material, capaz de prover proteção à radiação ionizante nos componentes embarcados e suportar o impacto com micro e nano detritos foi identificada devido ao ambiente hostil ao

qual pico e nano satélites operam em suas missões. Esta necessidade teve origem, principalmente, devido à pouca oferta de soluções para materiais estruturais e protetivos para o programa espacial brasileiro de satélites. As pesquisas nas bases de dados identificaram as soluções comerciais tabeladas na Tabela 4.1:

Tabela 4.1 – Quadro comparativo de alguns materiais utilizados como proteções espaciais.

Material	Principais aplicações	Propriedades de interesse
Liga de alumínio 6061-t6	Componentes estruturais.	Resistência à ruptura, ductibilidade, absorção de nêutrons e massa específica.
liga de alumínio 7071	Componentes estruturais.	Resistência à ruptura, ductibilidade, absorção de nêutrons e massa específica.
Alumina	Proteção balística e térmica.	Resistência à ruptura, resistência térmica e tenacidade à fratura.
Carbeto de Silício	Proteção balística e térmica.	Resistência à ruptura, resistência térmica e tenacidade à fratura.
Tântalo	Proteção à Radiação.	Resistência à penetração de raios cósmicos galácticos e núcleos de hidrogênio e hélio provenientes do Sol.
Polietileno de Ultra alto peso molecular	Estruturas e proteção à radiação.	Resistência à penetração de núcleos de hidrogênio e hélio provenientes do Sol, massa específica e resistência à ruptura.
Epóxi	Componentes estruturais, soldas frias e vedações.	Moldabilidade, Resistência à ruptura e aderência à outros materiais estruturais.
Fibra de Carbono	Componentes estruturais.	Resistência à ruptura, ductibilidade, absorção de nêutrons e massa específica.

Fonte: Bourdarie (2008); Christiansen (2004); ESA (2011); ESA (2010); Evans (2019); Liou, 2002).

Estas soluções foram consideradas conservadoras, por já terem um amplo histórico de missões as quais desempenharam com relativo sucesso seus objetivos. No entanto, as necessidades de otimização do peso e a capacitação de produção de geometrias complexas através da manufatura aditiva das estruturas são desejadas. O escopo de soluções limitado por apenas alguns materiais restringe a otimização destas características. Logo, existe a clara necessidade do desenvolvimento de novos materiais, com massas específicas menores e maiores capacidade de moldabilidade que as ligas de alumínio. Para

ampliação do entendimento do problema, foram levantadas as seguintes necessidades iniciais desejáveis:

- (a) É necessário um material para um escudo protetor que seja eficiente na atenuação dos efeitos danosos da radiação em componentes eletrônicos embarcados;
- (b) É necessário um material para um escudo protetor que seja eficiente contra os impactos com micro e nano detritos que orbitam a Terra em baixas órbitas;
- (c) É necessário um material para um escudo protetor que tenha a massa específica menor que as ligas de alumínio 6061-T6 e;
- (d) É necessário um material que não seja suscetível à corrosão no ambiente de operação. (LEO).

#### **4.1.1.2 Os resultados da identificação da missão hipotética que o material será utilizado**

Para o desenvolvimento adequado do material, foi necessário criar uma missão hipotética que definiu o escopo das propriedades desejadas e, subsequentemente, os testes e análises necessários.

A missão hipotética proposta foi um cubesat de 1U para obter imagens dos raios dentro do território nacional brasileiro, enviando os dados para as estações de solo do INPE.

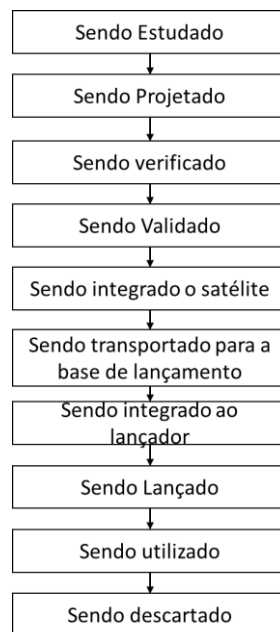
#### **4.1.1.3 Os resultados da identificação dos usuários envolvidos e outros stakeholders**

O processo de coleta de requisitos teve início na identificação inicial dos *stakeholders* do projeto. Para tal, foi utilizado o método de análise de contextos

através dos diagramas fluxos de contextos. Esta ferramenta orientou a equipe tanto na identificação dos *stakeholders* iniciais, quanto na identificação das principais etapas do projeto de P&D.

Os principais ambientes onde o escudo estaria, durante o seu ciclo de vida, foram mapeados e ordenados temporalmente. A Figura 4.1 apresenta o resultado através de um diagrama de fluxos de contextos. Os demais ambientes possíveis foram considerados de pouco impacto na solução inicial do problema, sendo ocultados da análise de contextos.

Figura 4.1 – Fluxograma do fluxo de contextos de cenários do escudo.

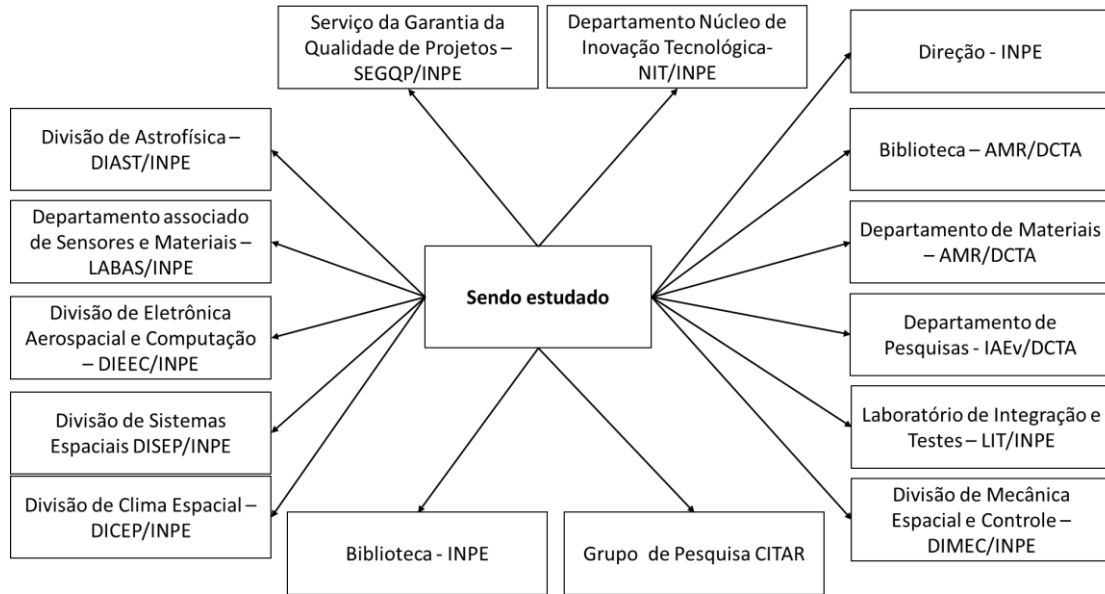


Fonte: Produção do Autor.

#### 4.1.1.4 Os resultados da análise dos contextos

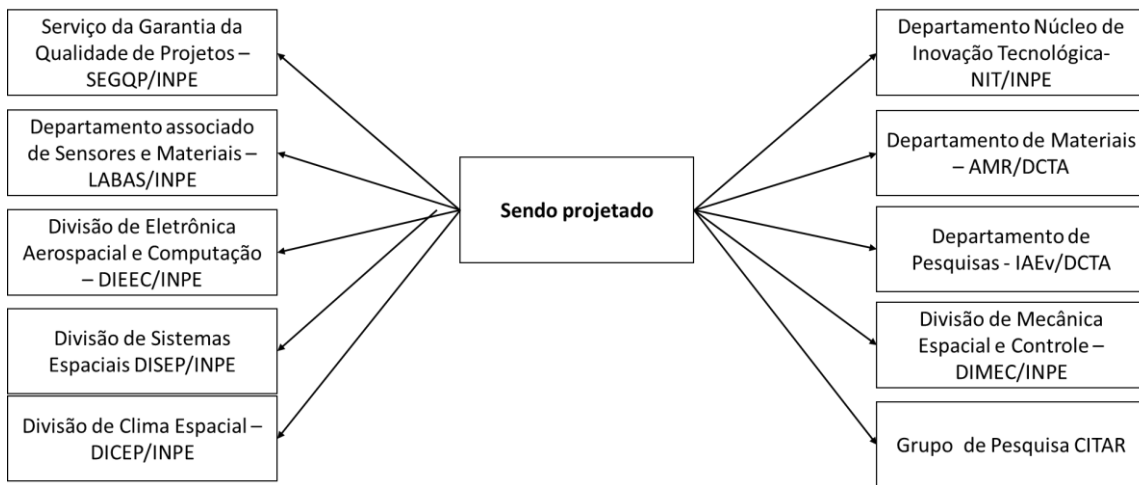
Em cada ambiente foi criado um sub diagrama para facilitar a identificação dos principais stakeholders. A sequência de Figuras de 4.2 a 4.9 apresenta os diagramas de contextos dos cenários do projeto do escudo.

Figura 4.2 – Diagrama de contexto de “sendo estudado”.



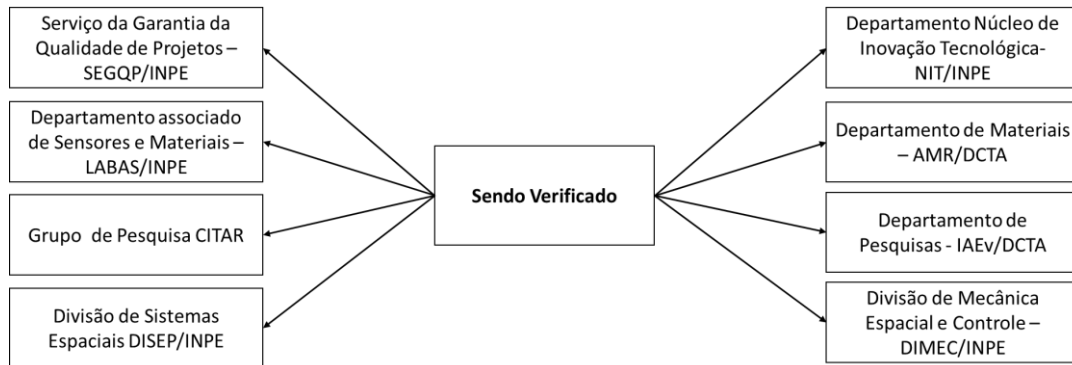
Fonte: Produção do Autor.

Figura 4.3 – Diagrama de contexto de “sendo projetado”.



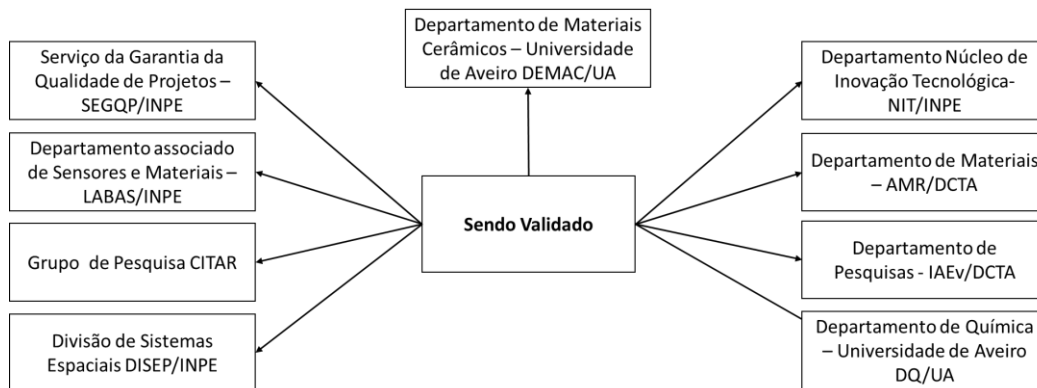
Fonte: Produção do Autor.

Figura 4.4 – Diagrama de contexto de “sendo verificado”.



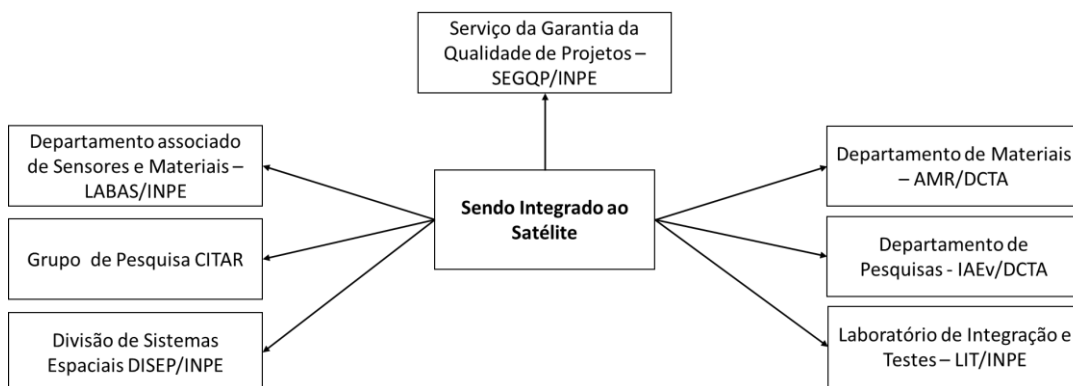
Fonte: Produção do Autor.

Figura 4.5 – Diagrama de contexto de “sendo Validado”.



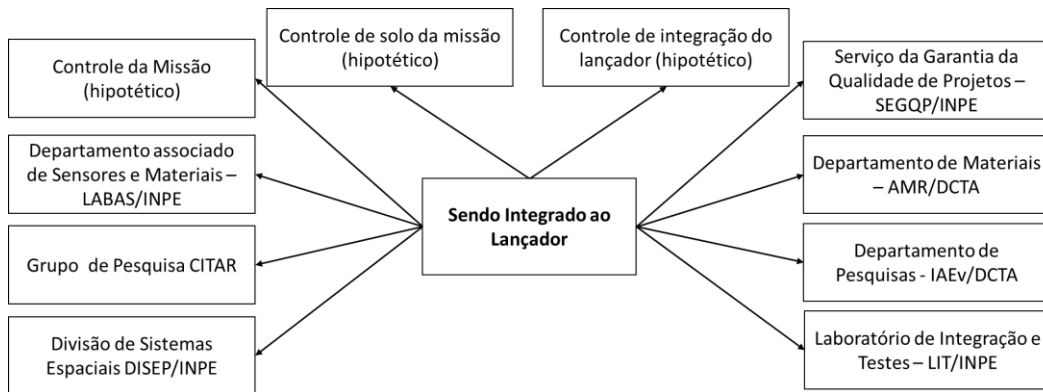
Fonte: Produção do Autor.

Figura 4.6 – Diagrama de contexto de “sendo integrado ao satélite”.



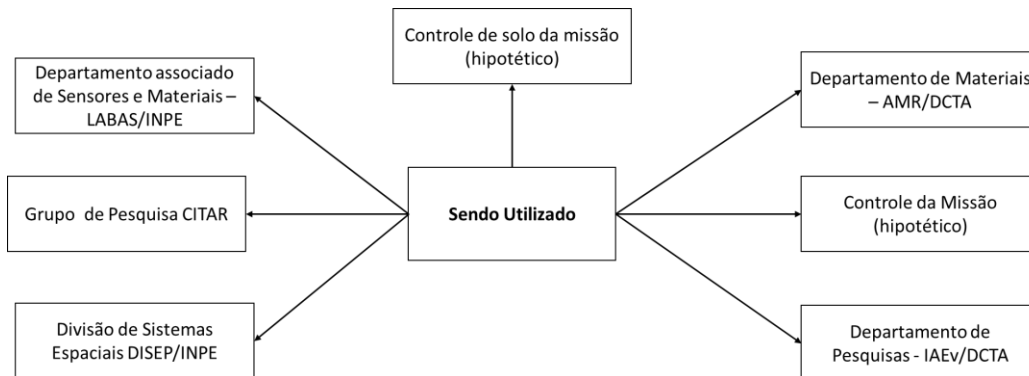
Fonte: Produção do Autor.

Figura 4.7 – Diagrama de contexto de “sendo integrado ao lançador”.



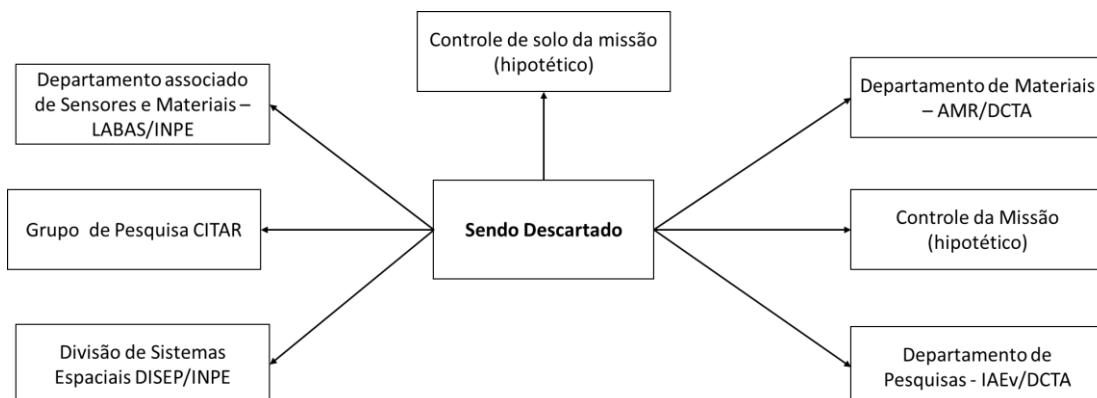
Fonte: Produção do Autor.

Figura 4.8 – Diagrama de contexto de “sendo Utilizado”.



Fonte: Produção do Autor.

Figura 4.9 – Diagrama de contexto de “sendo descartado”.



Fonte: Produção do Autor.

Estes diagramas de contextos possibilitaram identificar alguns *stakeholders* e algumas bases de dados necessárias para as coletas das necessidades. As



necessidades dos *stakeholders* foram ser identificadas através dos métodos de entrevistas, análise de missões anteriores e *brainstorm* entre o grupo de pesquisa e os colaboradores e análises das bases de dados disponíveis.

#### 4.1.1.5 Os resultados da identificação inicial dos stakeholders

Os stakeholders identificados pela análise dos sub diagramas de fluxos de contextos são apresentados na Tabela 4.2:

Tabela 4.2 – Alguns stakeholders da Tese identificados através dos sub diagramas de fluxos de contextos.

Stakeholder	Instit.	Departamento /Grupo	Nome
STK01	INPE	LABAS/TECAMB/CITARR	Daniel Alessander Nono
STK02	INPE	CITAR	Silvio Manea
STK03	IAE	AMR	Francisco Cristovão Lourenço de Melo
STK04	IEAv	LDA	Claudio Antonio Federico
STK05	INPE	LABAS/TECAMB	Maria do Carmo de Andrade Nono
STK06	UA	UFSM/DEMEC	Eduardo Escobar Burguer
STK07	INPE	DMC	Petrônio Noronha de Souza
STK08	INPE	DMC	Ulisses Thadeu Viera Guedes
STK09	INPE	LIT	Geilson Loureiro
STK10	INPE	NIT	Monica Elizabeth Rocha De Oliveira
STK11	INPE	DIBIB	Simone Angélica Del Ducca Barbedo
STK12	INPE	DIASST	Oswaldo Duarte Miranda
STK13	INPE	DIEEC	Fabricio De Novaes Kucinskis
STK14	INPE	DICEP	Joaquim Eduardo Rezende Costa
STK15	INPE	DIPST	Antônio Carlos de Oliveira Pereira Junior
STK16	INPE	DISEP	Adenilson Roberto da Silva
STK17	INPE	SEGQP	João Paulo Estevam de Souza
STK18	INPE	CEA	Lázaro Camargo

Fonte: Produção do Autor.

#### 4.1.1.6 Resultados da identificação dos requisitos de missão.

Após a identificação das necessidades iniciais, medidas de efetividade foram propostas e debatidas com os *stakeholders*. Os resultados desta etapa inicial da pesquisa foram analisados e as necessidades foram transformadas em requisitos de sistema de alto nível. Os requisitos foram identificados e organizados por categorias, sendo elas:

- (a) De missão: Fundamentais para descrever a missão hipotética utilizada nas análises desta Tese, como data de lançamento, características da órbita, subsistemas necessários e outros:
- (b) de ciências envolvidas: Descrevem os conhecimentos necessários e aqueles que necessitam serem desenvolvidos para a execução da pesquisa, desenvolvimento, verificação e validação do material do escudo, estudado por esta Tese;
- (c) Organizacionais: Descrevem as instituições, equipamentos, normas, e outras infraestruturas necessárias para a conclusão desta Tese.

Os requisitos foram classificados em dois tipos:

- (a) os mandatórios: são aqueles indispensáveis para o cumprimento da missão e/ou o término da Tese;
- (b) os desejáveis: são aqueles que contribuem em algum aspecto técnico ou organizacional para o cumprimento da missão e/ou o término da Tese, mas são dispensáveis.

Foram coletados apenas requisitos de missão correlacionados com o escopo desta Tese, ou seja, aqueles mandatórios ou desejáveis para identificar as características físicas e químicas do objeto de estudo da Tese, o escudo. No Anexo A estão descritos os requisitos de alto nível levantados nesta etapa da Tese.

#### **4.1.1.7 Os resultados da identificação das medidas de eficácia de desempenho da missão**

As medidas de eficácia da missão foram detalhadas e estão nas tabelas do Anexo A, abaixo dos seus respectivos requisitos.

#### **4.1.1.8 Os resultados da preparação das propostas do projeto**

A abordagem sistêmica utilizada para a concepção da Tese foi subdividida em etapas, como descrito no capítulo da metodologia. Basicamente, uma missão hipotética foi concebida, com detalhamento suficiente para o desenvolvimento da pesquisa do objeto de estudo da Tese, o escudo.

Com relação a missão, os subtópicos de 4.1.1.8.1 a 4.1.1.8.5 detalharam os conceitos fundamentais, bem como os objetivos, justificativas e uma preconcepção dos conceitos operacionais do satélite que seria protegido pelo escudo.

##### **4.1.1.8.1 Os resultados do objetivo da missão hipotética**

A missão teve como objetivo fotografar os raios acima das nuvens sobre a região do Vale do Paraíba. Os dados deveriam ser enviados duas vezes ao dia para a estação terrena do INPE de Cachoeira Paulista. O sistema deveria tirar até dezesseis fotografias por dia com resolução suficiente para contar os raios entre nuvens.

#### 4.1.1.8.2 Os resultados da concepção e análise da órbita

Para a execução plena da missão, uma órbita heliossíncrona é a ideal, tanto devido ao número de passagens pelo alvo, quanto pela disponibilidade de energia solar. A órbita ainda deve descrever uma trajetória circular ao redor da Terra. Os parâmetros da órbita hipotética foram:

(a) Altitude da Órbita: 1000 km

Esta altitude foi escolhida por ser o limite de altura estabelecido pelos *stakeholders* entrevistados. O limite foi escolhido por ser a configuração de parâmetros de órbita que esboçam o caso crítico de incidência de radiação solar.

(b) Inclinação: 51,602°

Esta inclinação foi escolhida por ser adequada à passagem pela região geográfica do Vale do Paraíba, além de ser uma órbita heliossíncrona. A órbita heliossíncrona é a configuração de parâmetros de órbita que, novamente, esboçam o caso crítico de incidência de radiação solar.

(c) Período: 100,26 minutos.

Este período não foi escolhido, sendo uma consequência da escolha da altura orbital.

(d) Data do lançamento: 10/09/2015.

(e) Data da reentrada: 10/09/2016.

As datas da missão foram escolhidas por compreender um período temporal de *maximum solar* dentro do período temporal de produção deste trabalho. Este critério visou criar o cenário mais crítico para a missão.

(f) Geometria do modelo de análise de radiação incidente: Esfera de 5cm de raio.

A geometria do modelo de radiação incidente utilizada para simular o ambiente espacial e suas interações com a proteção foi escolhida por motivos de simplificação dos cálculos e pela limitação de acesso de mudança de parâmetros que o software permitiu durante o período de temporal das análises.

(g) A missão previu ser executada por um Nano satélite de 1U.

A escolha de uma unidade de *cubesat* foi escolhida de forma arbitrária, para facilitar a inserção do satélite dentro da geometria esférica do modelo de radiação incidente.

#### **4.1.1.8.3 O ambiente espacial**

As alíneas deste tópico objetivaram descrever o cenário hipotético da missão, focando-se apenas em descrever os itens necessários para o desenvolvimento do objeto de estudo da Tese.

(a) Detritos – Previsões de energia de impactos para corpos de até  $10^{-4}$ g: entre 600J/s: Este parâmetro considerou projéteis esféricos, completamente densos, feitos de alumínio 6061-T6, do tamanho médio de um detrito na órbita de e que colidiriam na direção ortogonal ao plano infinitesimal da superfície da proteção. (NONO, 2015)

(b) Dose Diária de Radiação – entre 20 e 60 rad/dia. (OLTARIS, 2020)

#### **4.1.1.8.4 A definição da carga útil hipotética**

As alíneas deste tópico objetivaram descrever, de modo simplificado, a carga útil necessária para o cumprimento da missão hipotética, novamente focando-se apenas em descrever os itens necessários para o desenvolvimento do objeto de estudo da Tese.

- (a) Câmera de fotos: necessária para o cumprimento da missão hipotética;
- (b) Memória flash: necessária para o armazenamento dos dados de telemetria e telecomando.

#### **4.1.1.8.5 A definição do módulo de serviço hipotético**

As alíneas deste tópico objetivaram descrever, de modo simplificado, os subsistemas básicos do módulo de serviços necessário para o cumprimento da missão hipotética, novamente focando-se apenas em descrever os itens necessários para o desenvolvimento do objeto de estudo da Tese.

- (a) Computador de bordo: necessário para o gerenciamento das telemetrias, telecomandos e atitude do satélite;
- (b) Antena para Banda de S: necessária para o envio das telemetrias e recebimento dos telecomandos do satélite;
- (c) Magneto-torques e rodas de reação: necessário para o controle de atitude do satélite;
- (d) Painéis solares: necessário para a energização do barramento de energia do satélite;
- (e) Baterias de lítio recarregáveis: Necessário para garantir o abastecimento energético do barramento de energia do satélite.

## **4.2 Os resultados das análises da fase A**

A fase A determinou a viabilidade técnica e orçamentária, bem como a conveniência do novo material sugerido. Nela foram estabelecidas as compatibilidades com os planos estratégicos da AEB e do PNAE. Durante a Fase A, as atividades foram realizadas para desenvolver plenamente o conceito

básico do escudo, além de delegar as responsabilidades para o desenvolvimento das tecnologias necessárias. Este trabalho, junto com as interações com as partes interessadas, ajudou a estabelecer um conceito de missão e novos requisitos para o escudo. A fase A se encerrou com a definição dos objetivos do trabalho. Os esforços da equipe se concentraram na análise dos requisitos do material e estabelecer uma arquitetura do projeto. Os objetivos foram aprovados na PPTD entre as fases A e B.

#### 4.2.1 Os resultados do preparo do plano inicial de desenvolvimento do escudo

Nesta etapa foram determinados os métodos basais para a elaboração da pesquisa e desenvolvimento do escudo. Vários métodos foram levantados e organizados numa matriz, onde procurou-se escolher qual seria o mais adequado. Uma escala de zero à dez foi estabelecida, onde zero significou ruim e dez significou excelente. Esta escala auxiliou a escolha dos métodos. A Tabela 4.3 apresenta os resultados obtidos desta análise.

Tabela 4.3 – Quantificação paramétrica dos possíveis métodos utilizados para o desenvolvimento do objeto de estudo da Tese, o escudo.

Método	Eficácia relativa	Custo relativo	Credibilidade relativa	Dificuldade relativa	Total
Prototipagem experimental	8	2	9	3	22
Análise de banco de dados	4	8	7	5	24
Biomimético	7	2	8	7	24
Simulacional	6	8	6	7	27
Engenharia reversa	9	1	6	2	18

Fonte: Produção do Autor.

O método simulacional foi o mais bem ranqueado, seguido da análise nos bancos de dados e do método biomimético. Logo, estes três métodos foram escolhidos para o desenvolvimento da pesquisa e desenvolvimento do escudo.

#### 4.2.2 Os resultados da definição do documento de requisitos do sistema

O documento de requisitos de sistema final foi redigido e os principais requisitos de desempenho e de sistema estão disponibilizados no Anexo A desta tese.

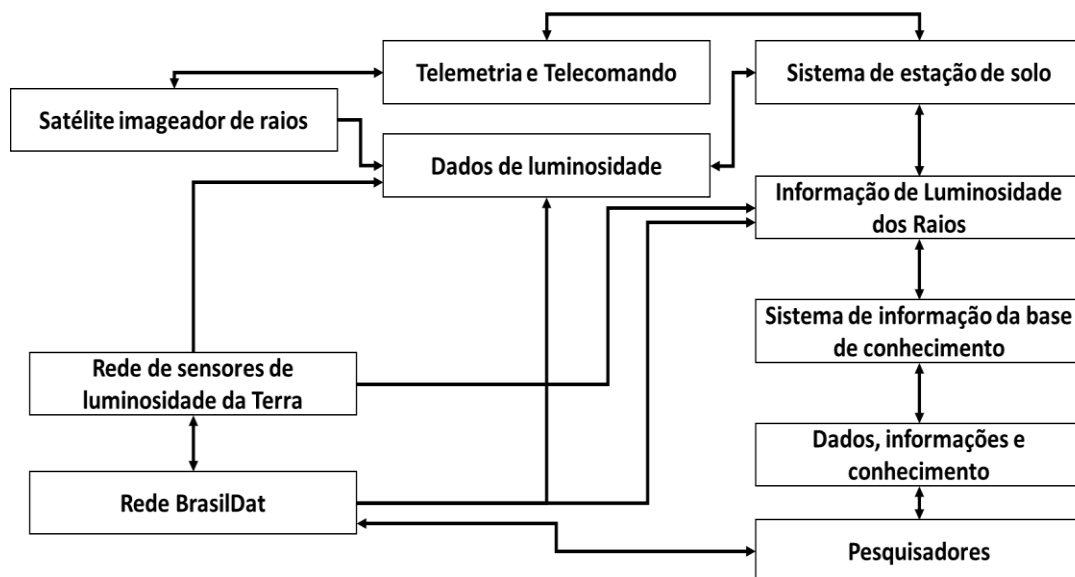
#### 4.2.3 Os resultados da alocação dos requisitos de desempenho para o próximo nível inferior

Os requisitos de desempenho foram elicitados através de métodos: Entrevista com os *stakeholders*, revisão dos bancos de dados e *brainstorm*. Os requisitos de desempenho foram tratados e anexados ao documento de requisitos, contido no anexo A.

#### 4.2.4 Os resultados dos conceitos operacionais da missão hipotética

Os conceitos operacionais da missão hipotética foram plenamente definidos nesta etapa. O objetivo foi o de estabelecer uma linha basal para o dimensionamento da espessura da blindagem. O conceito operacional da coleta de imagens está descrito no fluxograma da Figura 4.10.

Figura 4.10 – Idealização simplificada do conceito operacional da missão hipotética.



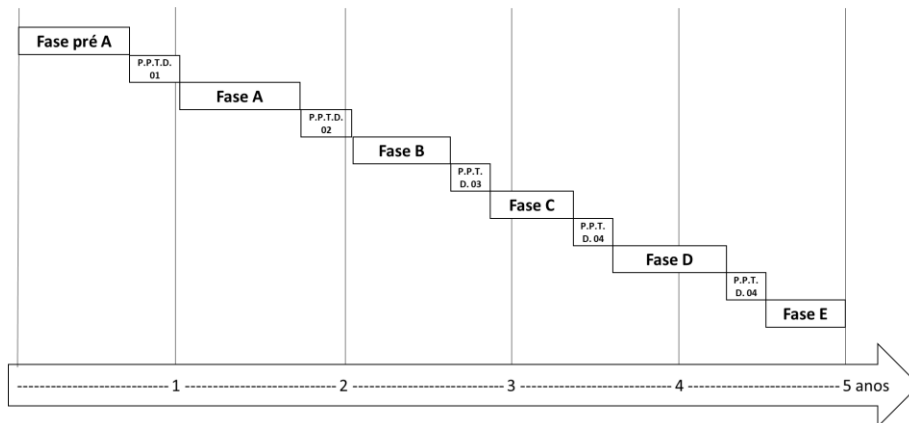
Fonte: Adaptado de Naccarato (2016).



#### 4.2.5 Os resultados da identificação do ciclo de produção da Tese

O ciclo produtivo percorrido para o desenvolvimento da Tese foi embasado no ciclo de vida de um produto espacial proposto pela NASA. O ciclo percorrido é similar ao proposto pela NASA, para o desenvolvimento de produtos espaciais, mas foi adaptado à produção de um trabalho acadêmico. A Figura 4.11 apresenta o esperado (a) a Figura 4.12 realizado (b).

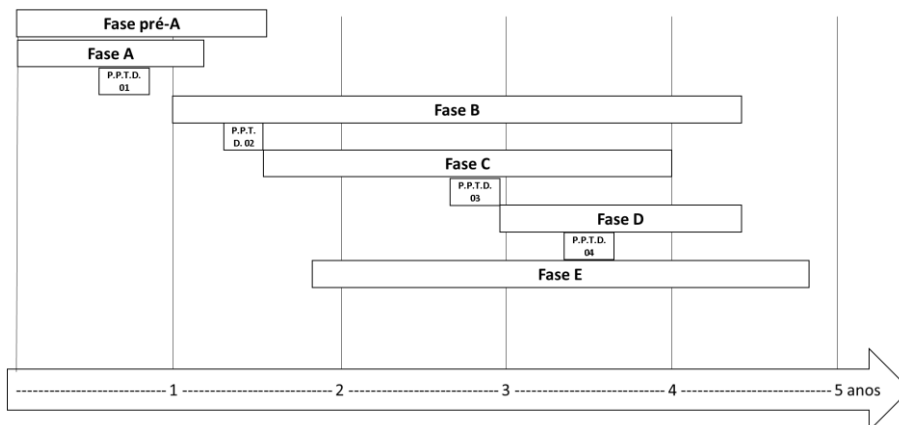
Figura 4.11 – Fluxogramas proposto para as atividades de elaboração desta Tese.



(a)

Fonte: Produção do Autor.

Figura 4.12 – Fluxogramas realizado para as atividades de elaboração desta Tese.



(b)

Fonte: Produção do Autor.

### **4.3 Os resultados das análises da fase B**

A fase B foi focada em definir o projeto em detalhes suficientes para estabelecer uma linha de base inicial capaz de atender às necessidades da pesquisa da Tese. Esta fase foi primordial para o desenvolvimento da Tese, visto que nesta etapa foram analisadas e feitas as seleções de materiais e os planejamentos dos procedimentos simulacionais e os procedimentos dos testes físico-químicos. Esta etapa marcou o início da pesquisa e desenvolvimento do material do escudo.

#### **4.3.1 Os resultados do processo do design da solução**

A solução proposta foi direcionada à garantia do cumprimento dos requisitos identificados. Estes requisitos, após análise de consistência, deverão, em trabalhos futuros, serem convertidos em especificações de projeto. As especificações finais contêm os máximos e mínimos das métricas da qualidade de projeto, que serão posteriormente utilizadas para o planejamento das etapas de verificação e testes. Nesta etapa do processo também são selecionados os materiais a serem utilizados, bem como os métodos de fabricação e testes dos corpos de provas. Faz-se a observação que apenas na fase C ocorreram os detalhamentos das caracterizações.

##### **4.3.1.1 Resultados da análise do método biomimético**

A natureza, através de milhões de anos de evolução, desenvolveu mecanismos e designs verificados e validados para efetuar a proteção dos seres vivos. Uma alusão interessante é a comparação entre os organismos unicelulares e os satélites.

As bactérias são organismos eficientes energeticamente, viajam grandes distâncias quando comparadas ao seu tamanho e sobrevivem em ambientes hostis. Estas características “de missão” também são observadas em satélites.

Logo, um método interessante para obter inspiração na solução do problema do escudo é a utilização da Biomimética.

As bactérias que predam os organismos vivos são equipadas com componentes celulares eficientes e complexos. Estes componentes são fundamentais para a sobrevivência, ou, em termos de engenharia espacial, missão destes seres. A Tabela 4.4 faz uma comparação simples entre os subsistemas das bactérias e os subsistemas dos satélites.

Tabela 4.4 – Resultados do método científico da comparação entre as estruturas de uma bactéria e os subsistemas de um satélite artificial.

Função	Bactéria	Satélite
Proteção e forma	Paredes Celulares	Paredes de Fechamento, estrutura metálica
Fornecimento energético	Mitocôndrias	Células solares, baterias e outros componentes do sistema de barramento de energia
Controle dos demais mecanismos	DNA e RNA	Processadores e circuitos integrados
Excreção	Complexos de Golgi	Sistemas de lançamentos de experimentos, propulsores a gás ou fótons
Movimentação	Pseudópodes	Propulsores, rodas de reação, bobinas eletromagnéticas, emissores de fótons e outros dispositivos de Controle de altitude e atitude.
Comunicação	Hormônios	Antenas para recepção de telemetrias e telecomandos
Reparo	RNA e proteínas	Softwares de verificação de rotinas.
Detecção da Luz	Organelas fotossensíveis	Sensores fotoelétricos
Detecção de Calor	Proteínas especializadas	Sensores térmicos

Fonte: Produção do Autor.

Como o escopo do trabalho é um sistema protetivo, investigou-se com maior profundidade as paredes celulares externas das bactérias, que são subsistemas orgânicos responsáveis pela proteção e sustentação.

A Bactéria causadora da difteria, denominada cientificamente *Corynebacterium diphtheriae* foi escolhida por ser uma bactéria resistente às intempéries do meio interno e externo aos organismos hospedeiros. Sua estrutura peculiar permite que estas bactérias suportem mudanças bruscas de temperatura, sejam resistentes quimicamente e mecanicamente. Tais características são mandatórias num escudo para pico e nano satélites. Logo, a escolha da parede celular externa da *Corynebacterium diphtheriae* como fonte de inspiração foi justificada.

A estrutura da parede celular externa da *Corynebacterium diphtheriae* é composta basicamente por lipídeos, proteínas longas e proteínas curtas.

As proteínas longas desempenham um papel semelhante à ferragem de uma estrutura de concreto armado. Elas dão a forma, são as responsáveis pela rigidez e pela resistência à ruptura da parede. Logo, os autores identificaram a necessidade de algum tipo de estrutura de nano fibras, a fim de desempenhar uma função similar à das proteínas longas.

As gorduras desempenham um papel semelhante ao concreto. Elas preenchem os espaços vazios entre as proteínas, ligam-se quimicamente à estrutura proteica e suportam proteínas curtas e outras microestruturas. Então, os autores identificaram a necessidade de algum tipo de material de fechamento das fibras longas, capaz de se ligar quimicamente à elas, a fim de desempenhar uma função similar a dos lipídeos.

As proteínas curtas são homogeneamente dispersas na matriz lipídica, atuando como aditivos que desempenham tarefas específicas como transporte de alimentos, proteção à radiação solar e proteção ao ataque de vírus. Logo, os autores identificaram a necessidade de aditivos, que sejam imersos de modo

homogêneo dentro do material de fechamento e que exerçam funções específicas.

Estabeleceu-se como plano inicial do projeto a adoção da biomimética como método de abordagem principal do problema de design da solução do escudo. Outros métodos secundários também foram utilizados, como pesquisas nos bancos de dados, entrevistas com especialistas e análises de missões anteriores.

Com o embasamento biomimético, foi concluído que a solução deveria ser um compósito. Justifica-se esta escolha por dois motivos principais:

- (a) O conjunto de propriedades necessárias para o escudo não podem ser obtidas com materiais simples.
- (b) A solução proposta pela natureza é um compósito, fortalecendo a escolha.

#### **4.3.1.2 Os resultados da escolha dos materiais do compósito embasado no biomimetismo**

O intuito desta subseção foi o de explicar a escolha dos materiais candidatos para serem os componentes do compósito biomimético para o escudo. A Tabela 4.5 comparou, de modo sucinto, os componentes presentes numa parede celular da bactéria *Corynebacterium diphtheriae* e os componentes do compósito julgados como adequados para a substituição. Os componentes foram previamente escolhidos com base no uso recorrente em missões espaciais.

Tabela 4.5 – Resultados da aplicação do método científico da comparação e do método de engenharia biomimético empregado na substituição dos componentes orgânicos em componentes inorgânicos de uso espacial.

Componente da parede celular	Componente do compósito
Lipídeos	Matriz do compósito
Proteínas longas	Fibras
Proteínas curtas	Material absorvedor de radiação

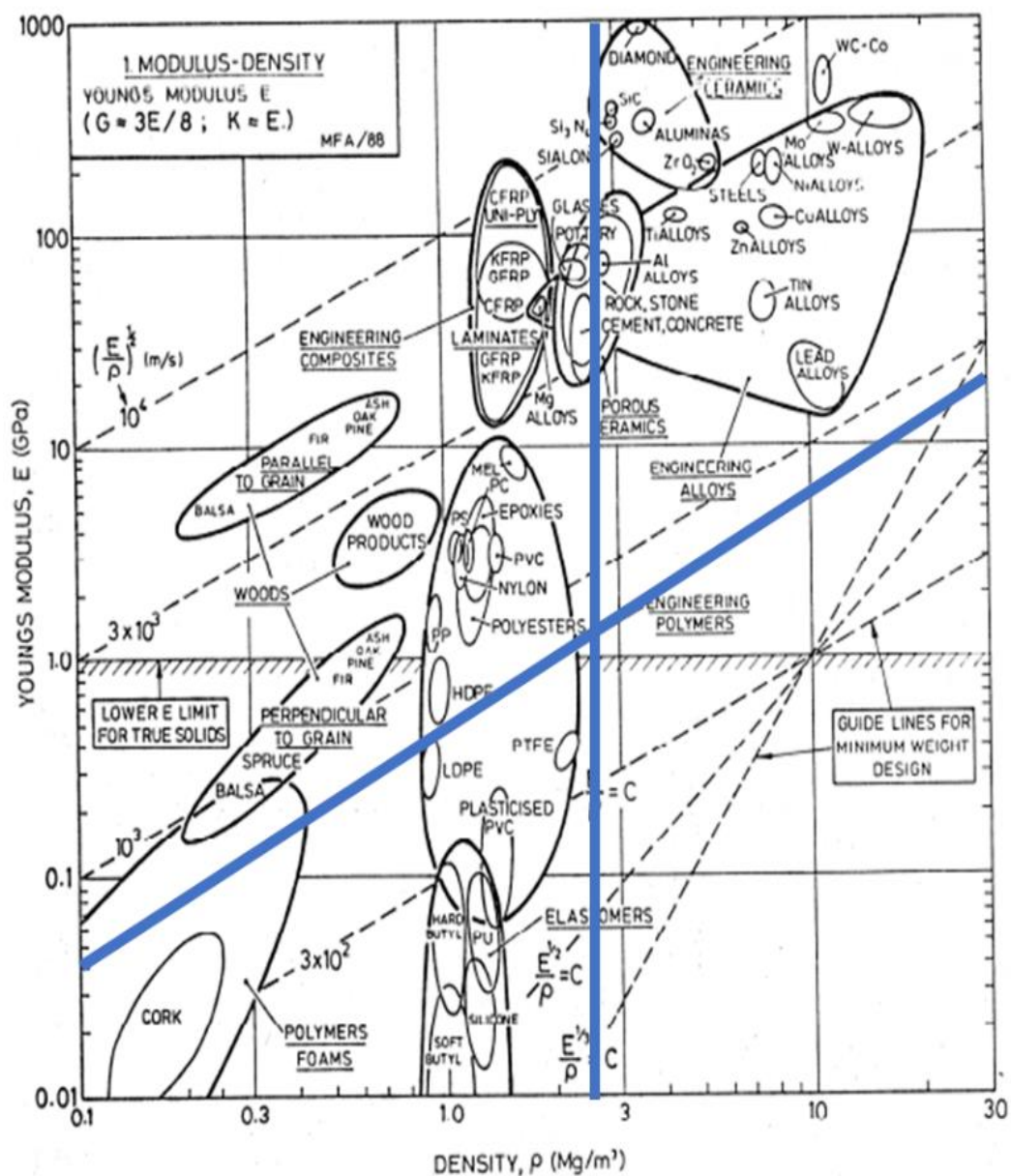
Fonte: Produção do Autor.

#### **4.3.1.3 Os resultados da seleção da matriz do compósito**

O conjunto de requisitos solicitados foi o fator principal para a determinação da matriz do compósito. Dentre eles, a capacidade de ser manufaturado sem a necessidade de usinagem e o relativo baixo custo reduziu o escopo de possibilidades aos polímeros que podem preencher cavidades de moldes ou serem impressos. Dentre as muitas possibilidades, alguns materiais foram pré-selecionados por já serem empregados em protótipos para uso espacial ou aeronáutico.

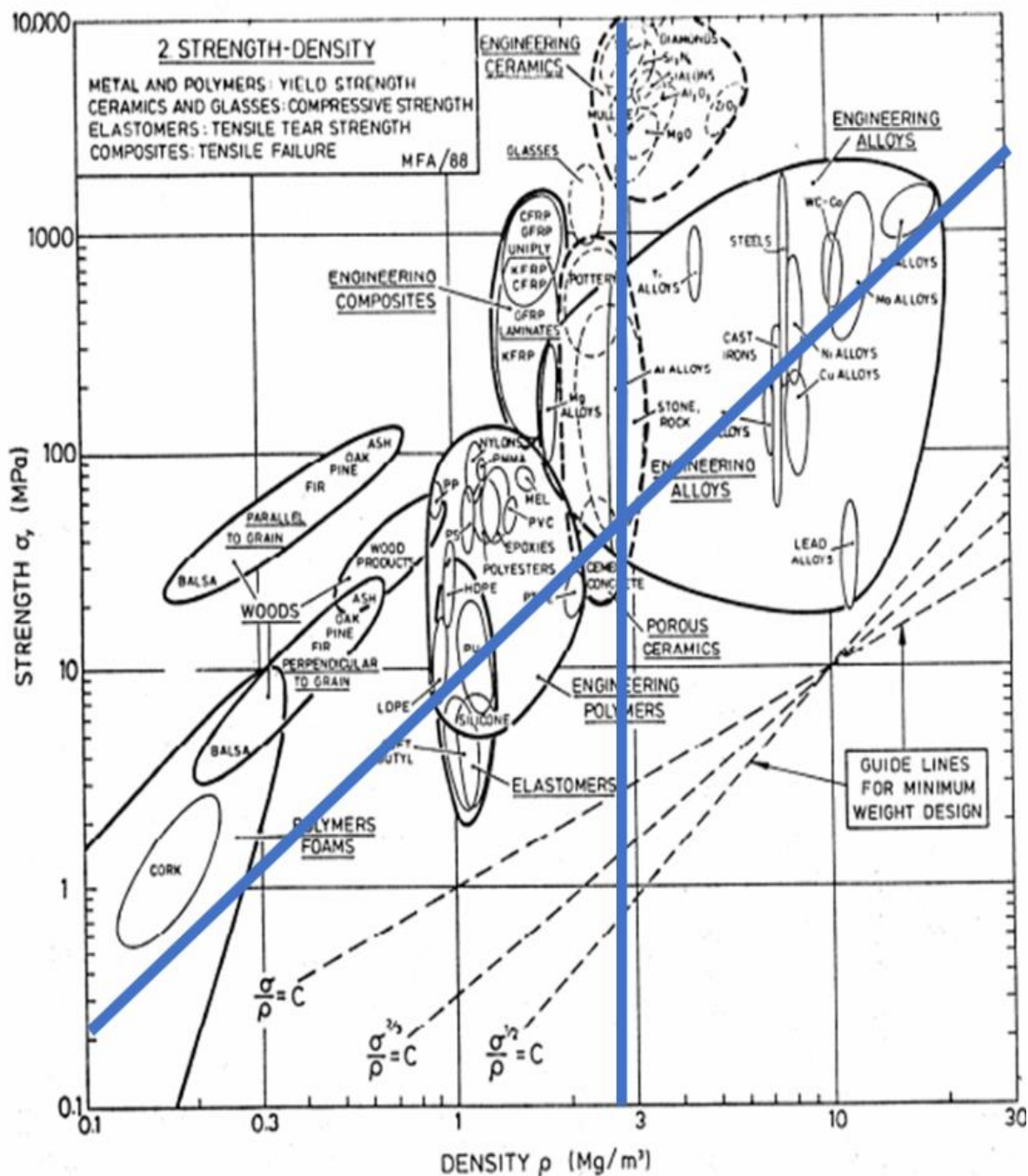
A pré-seleção dos materiais candidatos foi feita através de uma adaptação do método proposto por ASBHY, em 2007. As Figuras de 4.13 a 4.15 apresentam os mapas, bem como as linhas dos índices de mérito calculadas. Existe uma linha vertical em todos os mapas que representa o requisito de que o material deve ser de mesma ou menor massa específica que as ligas de alumínio 6061-T6 e 7071 (aproximadamente  $2,8\text{g/cm}^3$ ).

Figura 4.13 – Resultados da análise do diagrama de ilhas de Ashby, comparando o módulo de Young com a massa específica.



Fonte: Adaptado de Ashby (2007).

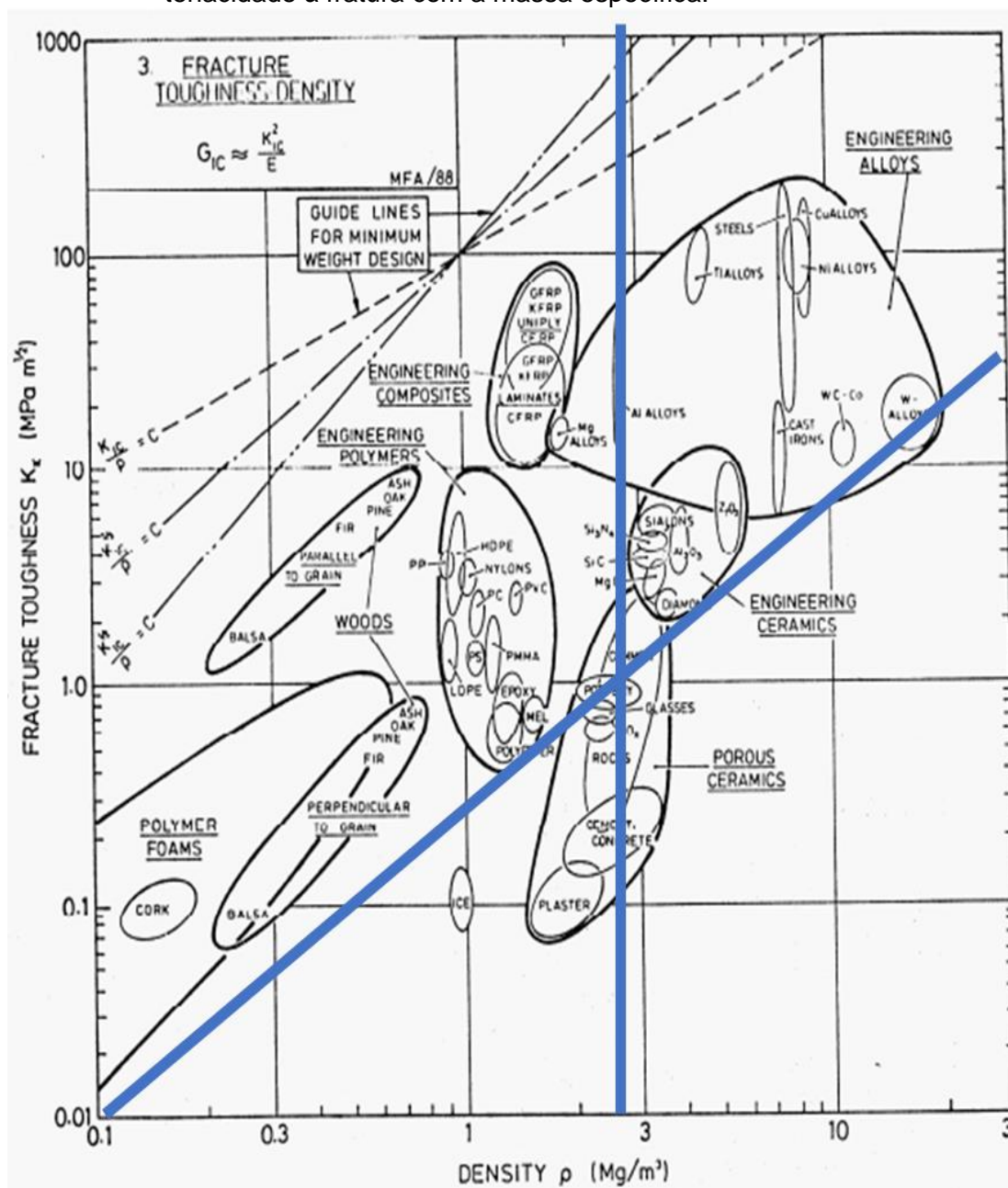
Figura 4.14 – Resultados da análise do diagrama de ilhas de Ashby, comparando a tensão de ruptura com a massa específica.



Fonte: Adaptado de Ashby (2007).



Figura 4.15 – Resultados da análise do diagrama de ilhas de Ashby, comparando a tenacidade à fratura com a massa específica.



Fonte: Adaptado de Ashby (2007).

Os materiais candidatos para a matriz do compósito foram tabelados. Uma escala de zero a dez foi estabelecida onde zero foi considerado como “ruim” e dez foi considerado como “ótimo”, segundo o conhecimento e experiência dos *stakeholders* envolvidos no design. Os resultados são apresentados na Tabela 4.6.

Tabela 4.6 – Resultados da comparação quantitativa entre os materiais candidatos para serem os substitutos dos lipídeos no compósito do escudo biomimético.

Material candidato	Poliéster	Epóxi	PEUAPM*	Poliuretano
Moldabilidade	9	9	4	3
Custo	9	9	3	4
Acessibilidade em território nacional	8	9	7	7
Resistência mecânica	6	7	9	9
Resistência química	7	9	5	5
Massa específica	6	7	4	4
Resistência à radiação	6	7	9	6
Degaseificação sob vácuo	7	8	9	9
Total	58	65	50	47

\*Polietileno de ultra alto peso molecular

Fonte: Produção do Autor.

Deste modo, a resina epóxi fenólica foi escolhida como a matriz polimérica devido, principalmente à relativa fácil moldabilidade, ao relativo baixo custo e a acessibilidade em território nacional. Outro fator é a possível compatibilidade química com fibras e aditivos protetivos aos efeitos da radiação. Esta compatibilidade é atingida através de tratamentos físico-químicos das superfícies.

#### 4.3.1.4 Os resultados da seleção das fibras de reforço

As fibras candidatas para o reforço estrutural foram escolhidas visando atender aos requisitos levantados nas etapas anteriores. Do mesmo modo que a resina, o método proposto por Asbhy pré-selecionou um conjunto de soluções possíveis, como apresentado nas Figuras de 4.12 a 4.14. Para a escolha de um material dentre o campo de soluções encontrado, foram analisados os parâmetros de resistência à degradação devido à radiação, resistência mecânica e compatibilidade com a matriz. Estes parâmetros foram fatores decisivos para a escolha dos reforços candidatos. A Tabela 4.7 apresenta a matriz comparativa utilizada na seleção.

Tabela 4.7 - Resultados da comparação quantitativa entre os materiais candidatos para serem os substitutos das proteínas longas no compósito do escudo biomimético.

Material candidato	Fibra de carbono	Nanotubos de carbono	Fibras de Vidro	Poli aramida
Compatibilidade com a matriz epóxi	6	9	6	5
Custo	7	6	8	6
Massa específica	8	9	6	7
Acessibilidade em território nacional	8	9	9	6
Resistência mecânica	8	9	5	8
Resistência química	9	9	9	7
Resistência à radiação	8	9	9	6
Degaseificação sob vácuo	9	9	8	8
Total	63	69	60	53

Fonte: Produção do Autor.

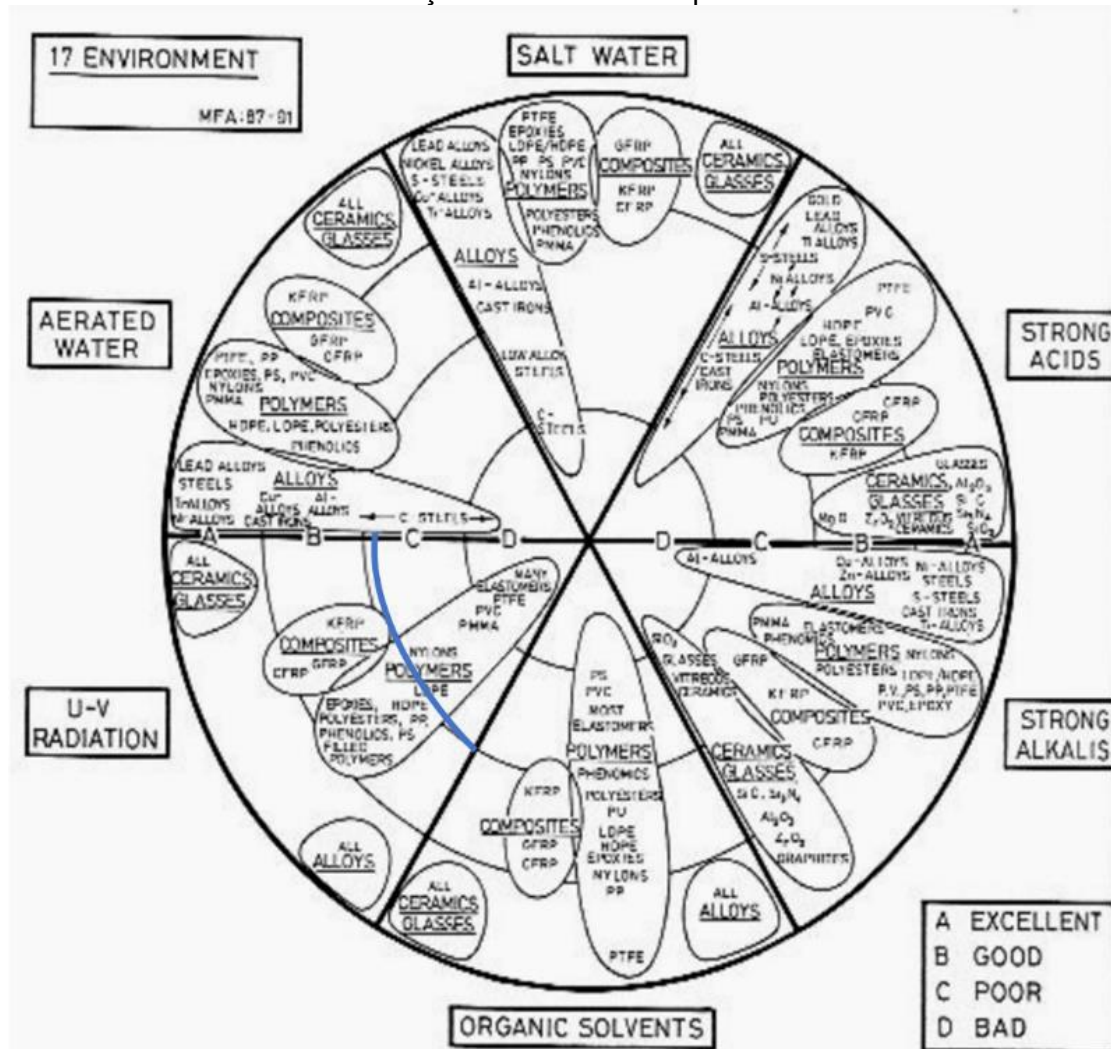
O material que melhor se enquadrou para atender as necessidades do projeto foram os nanotubos de carbono. Este material tem como grandes vantagens a resistência mecânica e a baixa massa específica. Outro fator é ser composto basicamente por carbono, um material notoriamente resistente à radiação espacial. Por ser uma folha de grafeno enrolada, é o material mais forte atualmente conhecido pela ciência.

#### 4.3.1.5 Os resultados da escolha do agente de proteção à radiação

Os agentes de proteção à radiação candidatos para desempenhar o papel das proteínas curtas foram pré-escolhidos visando atender aos requisitos levantados nas etapas anteriores. Uma adaptação dos diagramas de Asbhy, em formato circular foi utilizado para verificar a capacidade protetiva à radiação ultravioleta. Apenas este diagrama foi analisado por não terem sido encontrados outros com informações como degradação das ligações químicas intra e intermoleculares, LET e outros atributos pertinentes. A Figura 4.16 apresenta o diagrama utilizado

para a análise. Em azul está destacado o semicírculo que representa o índice de mérito calculado.

Figura 4.16 - Resultados da análise do diagrama de ilhas de Ashby, comparando a resistência à radiação com a massa específica.



Fonte: Adaptado de Ashby (2007).

A resistência à degradação devido à radiação, a capacidade de absorção, reflexão e refração da radiação incidente, além da compatibilidade com a matriz foram fatores decisivos para a escolha dos candidatos. A Tabela 4.8 apresenta a matriz comparativa utilizada na seleção.

Tabela 4.8 - Resultados da comparação quantitativa entre os materiais candidatos para serem os substitutos das proteínas curtas no compósito do escudo biomimético.

Material candidato	Carbeto de Boro	Óxido de Lantânio	Oxido de Lítio	Alumínio
Compatibilidade com a matriz	8	6	4	5
Custo	7	3	7	9
Massa específica	8	5	6	7
Acessibilidade em território nacional	7	3	8	9
Resistência à radiação solar	6	8	8	4
Resistência à radiação galáctica	7	9	9	6
Resistência ao albedo de nêutrons	8	4	5	5
Resistência à Fragmentação nuclear	7	8	8	7
Aumento da resistência mecânica da matriz.	9	4	4	5
Degaseificação sob vácuo	9	7	8	9
Total	76	57	67	66

Fonte: Produção do Autor.

O desenvolvimento desta tese objetivou utilizar apenas um componente protetivo aos efeitos da radiação, com o intuito de diminuir a necessidade da confecção de grandes quantidades de corpos de provas e simulações cruzadas. Esta escolha foi motivada principalmente para que a pesquisa e desenvolvimento do escudo biomimético seja plausível dentro do cronograma da Tese.

Com base nas informações contidas nos bancos de dados, concluiu-se que carbeto de boro nanométrico seria o material ideal. Os fatores principais que determinaram sua escolha foram a capacidade de ser quimicamente ligável à matriz, após tratamento de superfície adequado, a dureza elevada e a relativa baixa massa específica deste material.

#### 4.3.1.6 Os resultados do levantamento dos custos de desenvolvimento

Os custos de desenvolvimento da Tese foram levantados especulando os fatores homem/hora e buscando pela internet os valores das matérias primas. Todos os testes foram gratuitos por serem conduzidos dentro das instituições do escopo de desenvolvimento. A Tabela 4.9 apresenta a estimativa de custos para a produção desta Tese.

Tabela 4.9 – Estimativa de custos do desenvolvimento da Tese.

Custo / Despesa	Tipo	Estimativa (R\$)
Resina epóxi	Material	1.238,45
Nanotubos de carbono	Material	1.176,43
Agente de molhabilidade	Material	357,28
Agente de dispersão	Material	196,40
Carbeto de boro nanométrico	Material	21,56
Pessoal	Mão de obra	92.400,00
Doutorado Sanduiche	Outros	53.400,00
Hora / máquina aproximada	Maquinaria	4.350,00
Total		153.240,12

\*A mão de obra dos professores não foi computada.

Fonte: Produção do Autor.

#### 4.3.1.7 Os resultados da finalização dos requisitos de alto nível e início dos requisitos de baixo nível.

Os levantamentos e elicitações dos requisitos de alto nível foram finalizados e listados no Anexo A. Com o fim da etapa de alto nível, iniciou-se a etapa de levantamentos dos requisitos de baixo nível, como requisitos de desempenho, de verificação e de segurança para os testes. Nesta etapa também foram levantadas as medidas de efetividade destes requisitos, bem como as normas para os testes necessários.

#### **4.3.1.8 Os resultados do estabelecimento da linha de base com as especificações do material e planos de verificação das propriedades**

O estabelecimento da linha de base para a condução da Tese foi estabelecido através da defesa da proposta da Tese. Para este evento, foi necessário criar uma hipótese científica a ser verificada.

#### **4.3.1.9 Os resultados dos métodos científicos**

##### **4.3.1.9.1 A hipótese científica**

Este trabalho procurou validar a hipótese  $H_0$ : “É possível projetar um sistema capaz de atenuar o impacto com micro detritos e os efeitos da radiação espacial em nano e pico satélites. O sistema também deve ter menor massa específica que a liga de alumínio 6061-t6, suportar os esforços mecânicos do lançamento e do peso no espaço, além de ser capaz de ser produzido com a infraestrutura disponível no Brasil.”

Esta sentença foi dividida em 6 proposições lógicas:

- (a) Proposição 1: “...é possível projetar um sistema...”;
- (b) Proposição 2: “...capaz de atenuar o impacto com detritos...”;
- (c) Proposição 3: “...e efeitos da radiação espacial em nano e pico satélites.”;
- (d) Proposição 4: “O sistema também deverá ter menor massa específica que a liga de alumínio 6061-t6...”;
- (e) Proposição 5: “..., suportar os esforços mecânicos do lançamento...”;
- (f) Proposição 6: “...e do peso no espaço....”;

(g) Proposição 7: “...ser capaz de ser produzido com a infraestrutura disponível no Brasil.”

Analisando as proposições no sentido inverso ao qual aparecem, tomamos as seguintes condições “verdade se” para validação da hipótese, conforme descrito na Tabela 4.10.

Tabela 4.10 – Relação entre as proposições e as validações exigidas para serem consideradas verdadeiras.

Número	Proposição	Verdade
P7	“...ser capaz de ser moldado com a infraestrutura disponível no Brasil.”	P6.1. Se e somente se utilizar tecnologia de domínio nacional;
P6	“...e do peso no espaço....”	P6.1. Se e somente se suportar as forças peso em $g = 0,001m/s^2$ (microgravidade);
P5	“...suportar o lançamento e voo orbital...”	P5.1. Se e somente se for capaz de suportar as vibrações do foguete;
P4	“O sistema também deverá ter menor massa específica que a liga de alumínio 6061-t6...”	P.5.2. Se e somente se suportar o próprio peso em $g = 8,0 m/s^2$ (macrogravidade)  Se e somente se ter massa específica menor que $2,86 g/cm^3$ ;
P3	“...e efeitos da radiação espacial em nano e pico satélites.”	P1a. Se e somente se mantiver mais que 80% da tensão de ruptura após dose de 25krad; P1b. Se e somente se suportar o próprio peso em $g = 0,0001m/s^2$ (microgravidade);
P2	“...capaz de atenuar o impacto com micro detritos...”	Se e somente se ser capaz de absorver impactos de esferas de alumínio com $\varnothing 1 \mu m$ feitas de Al 6061 à 5km/s;
P1	“...é possível projetar um sistema...”	Se e somente se ser capaz de atender à todas as proposições.

Fonte: Produção do Autor.

A verificação da tese é comprovada verdadeira se e somente se todas as proposições forem verdadeiras, conforme a Equação 4.1



$$P_1 \wedge P_2 \wedge P_3 \wedge P_4 \wedge P_5 \wedge P_6 \wedge P_7 = V \quad (4.1)$$

A Equação 2.1, apresentada na introdução, fundamenta o cálculo da quantidade total de proposições possíveis. O cálculo é apresentado na Equação 4.2.

$$NP = 2^n = 2^7 = 128 \quad (4.2)$$

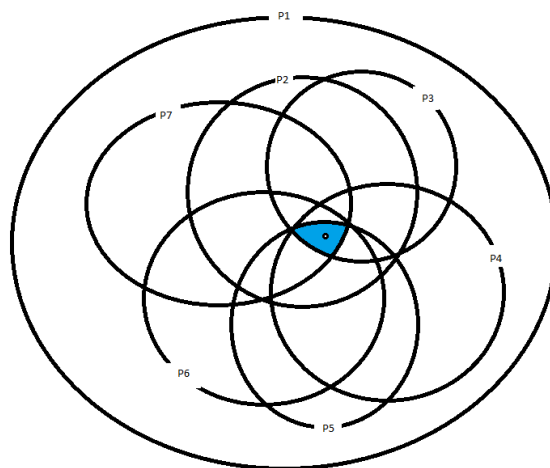
Logo, aplicando a equação 2, concluiu-se que a probabilidade de todas as seis proposições da hipótese serem verdadeiras, simultaneamente, é de 1/128.

A análise lógica mostra que para proposição 1 ser verdadeira, todas as demais devem ser também.

#### 4.3.1.9.2 Os resultados da análise dos argumentativa

A análise dos argumentos foi feita partindo do ponto de que todas as proposições são verdadeiras. O diagrama de Venn da Figura 4.17 mostra a estrutura do argumento da hipótese.

Figura 4.17 – Ilustração representativa do diagrama de Venn da hipótese.



Fonte: Produção do Autor.

A análise mostra que, estruturalmente, a hipótese é uma argumentação válida e pode ser estudada cientificamente.

#### **4.3.1.9.3 Os resultados da investigação da hipótese da tese**

A investigação da hipótese foi feita através da comparação entre os resultados das medidas das propriedades mencionadas nos corpos de provas de resina pura e os corpos de prova dos compósitos produzidos. O método comparativo foi escolhido para fornecer evidências das melhorias providas pela incorporação dos aditivos de processo, dos nanotubos de carbono e do carbeto de boro nanométrico.

Determinado o primeiro método científico de análise, foi iniciada a análise lógica proposicional detalhada. A análise levou ao uso de outro método científico hipotético dedutivo. Assim os autores estabeleceram uma hipótese à ser provada e analisada através de técnicas de raciocínio lógico.

#### **4.4 Os resultados das análises da fase C**

##### **4.4.1 Os resultados do planejamento das simulações dos desempenhos dos materiais no ambiente espacial**

As análises feitas no software Oltaris forneceram gráficos de Dose Diária média vs Profundidade de Penetração para diferentes interações entre os materiais e o ambiente espacial parametrizado. Estes gráficos serviram como referência para a comparação e para a verificação da hipótese pré-determinada.

A hipótese P3 pôde verificada com o software OLTARIS que gerou dados concretos e coerentes com os modelos de análises propostos pela NASA. Todas as simulações e iterações tiveram êxito e nenhum problema computacional foi identificado. Este fato provou que o software é robusto e eficiente no desempenho de sua função. Os resultados das simulações foram divididos em grupos para facilitar a interpretação do leitor.

As doses simuladas representam a quantidade de radiação diária média que o material alvo receberia quando envolvido pela camada protetora dentro do

ambiente espacial e período temporal proposto. Os parâmetros simulacionais principais são apresentados na Tabela 4.11.

Tabela 4.11 – Parâmetros simulacionais de entrada para a análise dos efeitos da radiação espacial através do software OLTARIS.

Modelo teórico dos Raios Cósmicos Galácticos	BO – 14
Modelo teórico dos prótons	AP8
Respostas	Fluxo, Dose (no silício), Dose Equivalente (fator qualitativo = ICRP60), TLD_100, e LET (no silício)
ID da Grade computacional	1512765.
Geometria da proteção	Esfera com 5 cm de raio.
Geometria do alvo de silício	Esfera com 0,1 cm de raio.

Fonte: Produção do Autor.

#### **4.4.2 Os resultados do desenvolvimento do plano de operações científicas embasados nos conceitos operacionais**

As operações científicas que determinaram o curso da Tese foram escolhidas através da análise de fatores como disponibilidade de equipamentos, normas e know-how tecnológico para interpretar os resultados. De modo geral, costuma-se serem necessários muitos testes para validar um protótipo para uso espacial, no entanto os processos das verificações das propriedades foram escolhidos de modo a provar a viabilidade do conceito aplicado à uma missão espacial hipotética cujos conceitos operacionais de alto nível foram discutidos na seção 4.1.13. A tabela 4.12 apresenta os testes e análises selecionados para a prova do conceito protetivo, assim como as expectativas das definições e dos resultados.

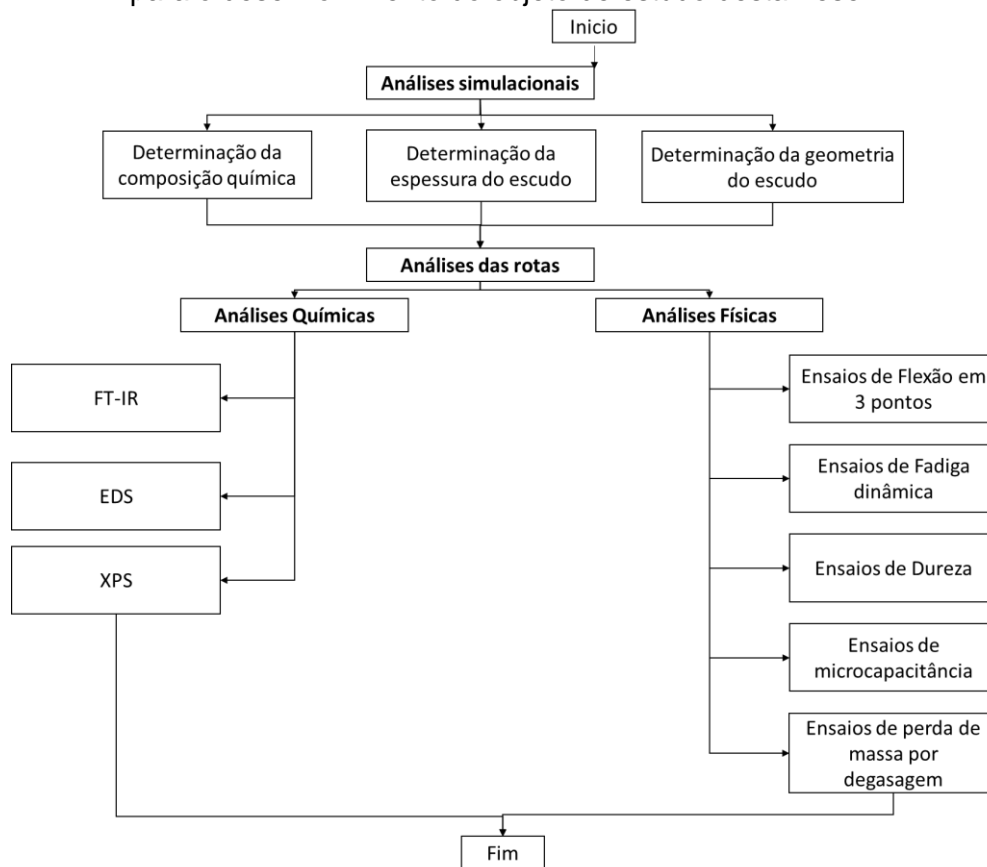
Tabela 4.12 – Resultados das análises físico-químicas necessárias para as caracterizações iniciais do objeto de estudo da Tese, o escudo biomimético.

Análises / Testes	Expectativas
Análise simulacional (Oltaris)	Definir a composição ideal; Definir a espessura ideal; Definir a geometria ideal.
Teste Ft-IR	Determinar se o compósito formou as ligações entre a resina epóxi e os nanotubos.
Teste EDS	Verificar a distribuição e a homogeneidade físico-química.
Teste XPS	Verificar a distribuição e a homogeneidade físico-química de camadas superficiais (1-10 nm).
Ensaio de Flexão em 3 pontos	Determinar o módulo elástico; Determinar a tensão de ruptura.
Ensaio de dureza	Determinar a resistência à penetração.
Ensaio de Fadiga Dinâmica	Determinar se o material resiste ao lançamento; Determinar a frequência natural do material.
Ensaio de micro capacitância	Determinar as propriedades elétricas.
Micrografias em MEV dos NTCs como recebidos e funcionalizados	Determinar alguma mudança de aspecto nos NTCs após o tratamento químico.

Fonte: Produção do Autor.

O fluxograma temporal executado para as das análises e testes está descrito na Figura 4.18.

Figura 4.18 – Fluxograma do planejamento das análises físico-químicas necessárias para o desenvolvimento do objeto de estudo desta Tese.



Fonte: Produção do Autor.

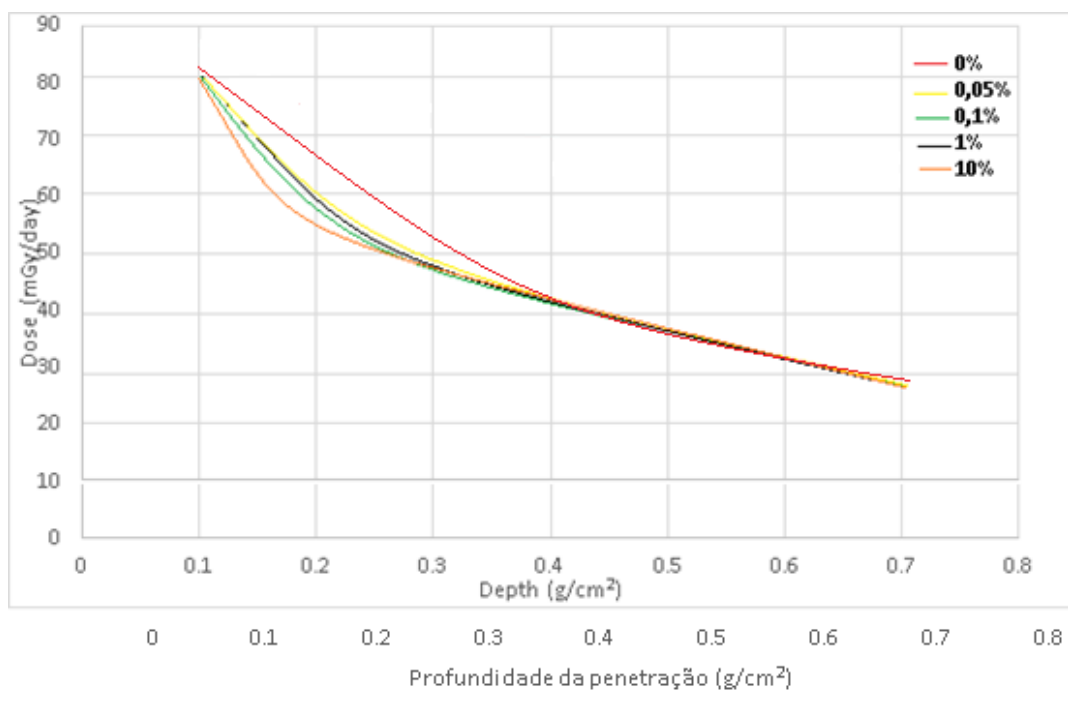
#### 4.5 Os resultados das análises da fase D

A Fase D foi marcada pela investigação e verificação das propriedades requisitadas para o escudo biomimético. Esta etapa envolveu a execução dos procedimentos laboratoriais normalizados ou adaptados. A fase D foi dada como terminada após o a coleta de todos os dados experimentais e os seus respectivos tratamentos matemáticos e estatísticos, necessários para uma conclusão embasada em fatos. Esta fase, em particular, exigiu grande flexibilidade quanto ao seu término. A flexibilidade foi necessária devido aos problemas experimentais não previstos e outras fontes de atrasos nas coletas dos dados.

#### 4.5.1 Os resultados das simulações para os prótons e nêutrons do vento solar para variações das porcentagens mássicas dos nanotubos de carbono.

As simulações inicialmente executadas procuraram investigar a influência protetiva da quantidade de nanotubos de carbono dispersos na matriz polimérica de epóxi. Foram feitas 35 simulações variando-se as espessuras (0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6 e 0,7 cm) e a porcentagem mássica de nanotubos (0%; 0,05%; 0,1%; 1% e 10%). A figura 4.19 apresenta graficamente os resultados obtidos e compilados.

Figura 4.19 – Gráfico dos resultados das simulações da profundidade da penetração dos prótons e nêutrons provenientes dos ventos solares no compósito contendo apenas a resina epóxi e os nanotubos de carbono.



Fonte: Produção do Autor.

A simulação contendo a estequiometria média da amostra padrão, ou Rota Pura, demonstrou a maior permissividade da radiação relativa até 0,4 cm. No entanto a diferença para as simulações com nanotubos não foi expressiva pois a quantidade de carbono adicionado não foi suficiente para promover grandes

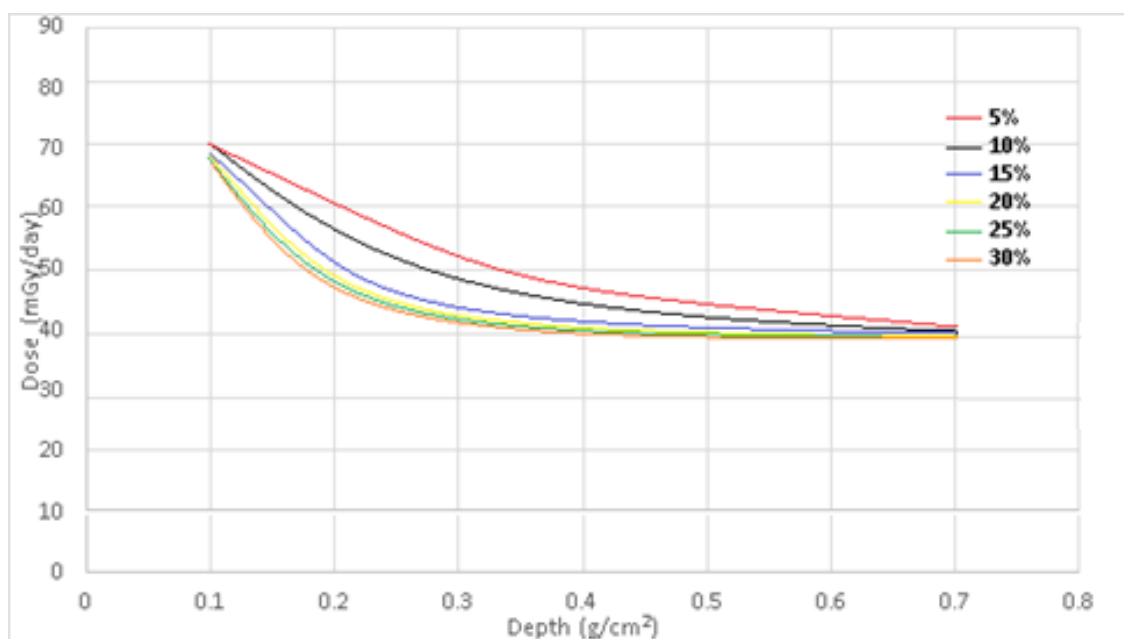
mudanças. Uma possibilidade de explicar a maior permissividade seria a substituição mássica dos íons de hidrogênio, contidos no epóxi, pelos íons de nanotubos, diminuindo a protetividade. As amostras contendo os nanotubos se comportaram de modo muito semelhante entre si. Especula-se que, durante um experimento real, a geometria dos nanotubos possa influenciar os resultados de modo diferente daquela prevista pela simulação, que considera os íons perfeitamente distribuídos. Notou-se também que em espessuras superiores à 0,3 cm, não foi possível a distinção clara das curvas. Este resultado pode ser atribuído à diminuição do efeito de “cascata de íons” devido à espessura.

#### **4.5.2 Os resultados das simulações para os prótons e nêutrons do vento solar para variações das porcentagens mássicas do carbetto de boro.**

As simulações executadas nesta segunda etapa procuraram investigar a influência protetiva da quantidade de partículas de carbetto de boro dispersos na matriz polimérica de epóxi. Foram feitas também 30 simulações se variando as espessuras (0,1; 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6 e 0,7 cm) e a porcentagem mássica de nanotubos (5%; 10%; 15%; 20%; 25% e 30%).

Os resultados mostraram que as variações das quantidades de carbetto de boro surtiram efeitos significativos até aproximadamente 0,6 cm de espessura. Os efeitos observados no começo das curvas podem estar atribuídos também ao efeito “cascata de íons”, sendo dissipado para espessuras maiores. As composições que continham 15% ou mais de carbetto de boro tiveram um efeito muito semelhante, o que pode demonstrar que este material, aparentemente, tem um efeito máximo no compósito. No entanto, esta investigação não foi feita por não ser o foco deste trabalho. A figura 4.20 apresenta graficamente os resultados obtidos e compilados.

Figura 4.20 – Gráfico dos resultados das simulações da profundidade da penetração dos prótons e nêutrons provenientes dos ventos solares no compósito contendo apenas a resina epóxi e carbetto de boro.



Fonte: Produção do Autor.

#### 4.5.3 O primeiro afinilamento dos resultados

Observando os resultados simulacionais, conclui-se que o compósito contendo 0,1% de nanotubos de carbono e 15% em massa de carbetto de boro é a composição mais vantajosa, tanto em termos de mistura à matriz, quanto em termos protetivos e em termos de custos. A decisão foi embasada no fato de que a partir de 0,1% de nanotubos, não se observou uma grande diferença protetiva. Isso foi observado para quantidades de 15% de carbetto de boro. Como estes insumos são mais custosos que a matriz polimérica, foi entendido que a relação custo/benefício se maximiza com esta composição.

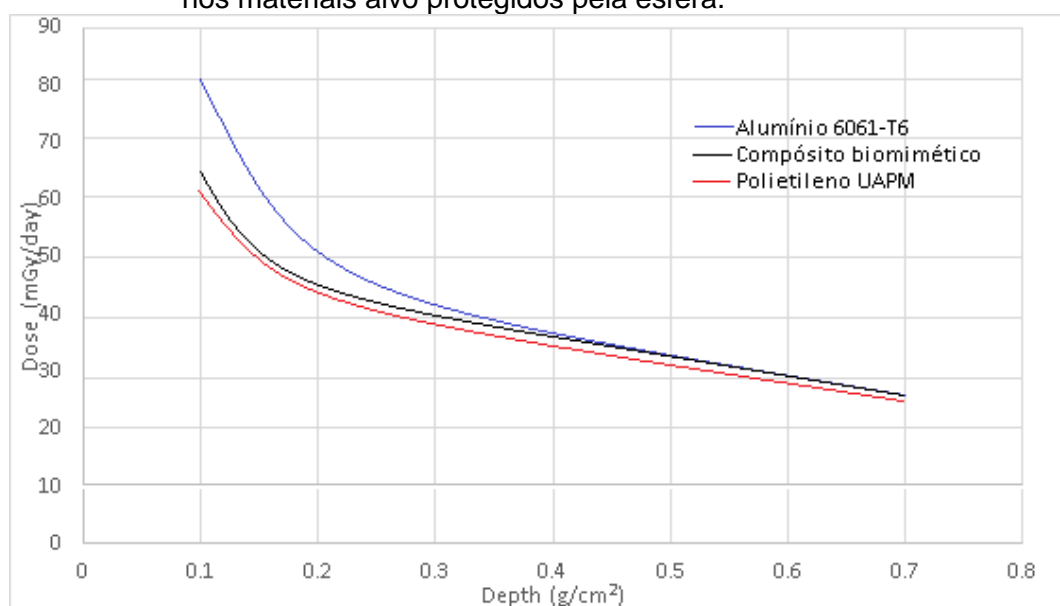
Então, as quantidades mássicas de nanotubos de 0,1% e de carbetto de boro, de 15% foram escolhidas para serem testadas experimentalmente, denominando-se este compósito de “compósito biomimético”



#### 4.4.4. Comparação simulacional do compósito biomimético versus os principais produtos hoje utilizados em pico e nano satélites

A Figura 4.21 apresenta a comparação simulada entre os materiais Alumínio 6061-T6, Polietileno de Ultra Alto Peso Molecular (PEUAPM) e o compósito biomimético quanto à capacidade de protegerem o material alvo. O eixo das ordenadas apresenta as quantidades de radiação médias de prótons e nêutrons que o material alvo receberia por dia, ao ser recoberto por uma esfera de 10cm de diâmetro de cada material. O eixo das abcissas representa a espessura dividida pela massa específica de cada material, chamada de profundidade de penetração. (em inglês: *Depth*) da esfera de proteção. A divisão pela massa específica é feita para eliminar os efeitos desta.

Figura 4.21 – Profundidade da penetração de prótons e nêutrons oriundos vento solar nos materiais alvo protegidos pela esfera.



Fonte: Produção do Autor.

O alumínio foi mais permissivo à radiação, seguido do compósito do escudo biomimético e do polietileno, respectivamente. Para espessuras maiores que 0,7 cm o compósito do escudo biomimético e o PEUAPM tenderam oferecerem proteções semelhantes. Em todos os materiais foi observado que quanto menor é a espessura da proteção esférica, maiores foram as radiações incididas nos alvos.

Três fatores possíveis podem ser os responsáveis para as maiores capacidades protetivas dos materiais poliméricos:

- (a) As maiores quantidades de campos elétricos dispersos nas matrizes poliméricas, o que interfere nas trajetórias dos prótons;
- (b) A presença de grandes quantidades de hidrogênio e carbono, átomos cujos núcleos são notoriamente estáveis e se fragmentam apenas com colisões entre seus núcleos e as partículas com a energia suficiente para destruí-los;
- (c) Apenas uma quantidade relativamente pequena das partículas oriundas do vento solar chegaria à órbita de 1000km de altura com energias da ordem de GeV, durante o período da missão pré-determinada para a simulação.

Equações exponenciais aproximadas, apresentadas na Tabela 4.13 mostraram que existe um limite mínimo da penetração da radiação. Este, limite foi aproximadamente igual em todas as equações, o que prova que a dose mínima depende somente da fonte da radiação. Este fato mostra que é impossível proteger o material alvo completamente a partir de uma certa dose diária de radiação, independente da espessura da proteção ou do material que a compõem, confirmando o paradoxo da radiação descrito na literatura.

Tabela 4.13 – Equações exponenciais das curvas de dose diária incidente no alvo dos prótons e nêutrons do albedo terrestre.

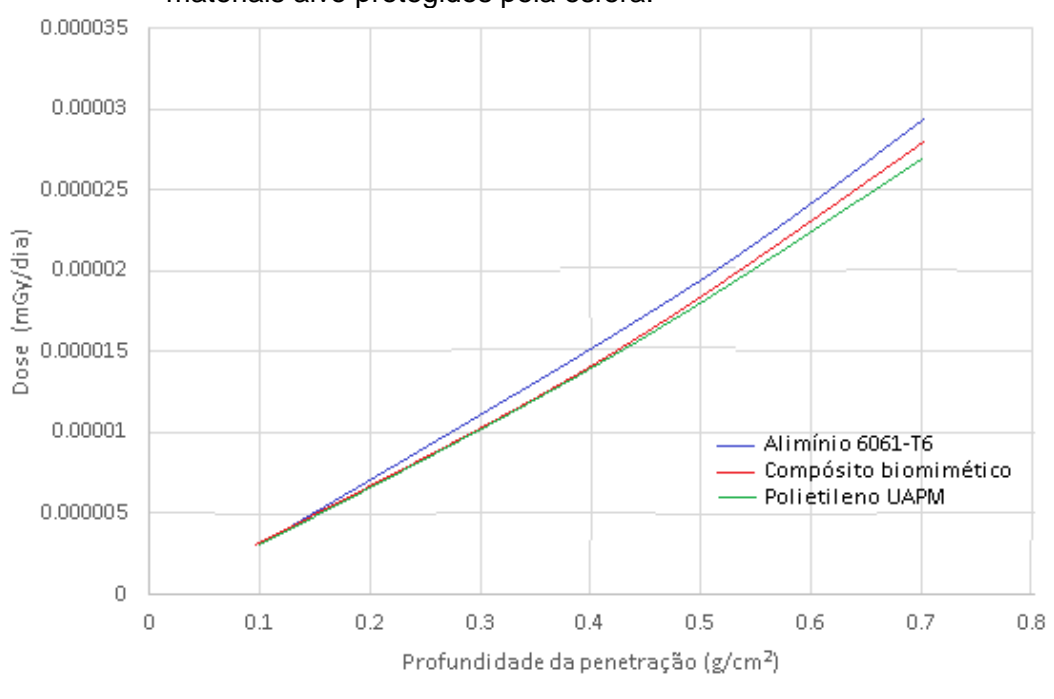
Material	Equação	Limite ( $x \rightarrow \infty$ )
Liga de Al 6061-T6	$y = 21.282x^{-0.568}$	28,70
Escudo Biomimético	$y = 19.111x^{-0.522}$	28,72
PEUAPM	$y = 18.252x^{-0.505}$	28,70

Fonte: Produção do Autor.

#### 4.5.3.1 Resultados das simulações para o albedo terrestre de nêutrons

A Figura 4.22 apresenta a dose total de nêutrons provenientes do albedo que os materiais alvo foram expostos. O eixo das ordenadas apresenta os nêutrons que o material alvo receberia por dia ao ser recoberto por uma esfera de 10cm de diâmetro de cada material. O eixo das abcissas representa a espessura dividida pela massa específica de cada material, chamada de profundidade de penetração. (em inglês: *Depth*) da esfera de proteção. A divisão pela massa específica é feita para eliminar os efeitos desta.

Figura 4.22 – Profundidade de Penetração de nêutrons oriundos do albedo terrestre nos materiais alvo protegidos pela esfera.



Fonte: Produção do Autor.

O alumínio foi o material com a menor capacidade de proteção do alvo. O polietileno foi que melhor protegeu. O Compósito biomimético proposto apresentou uma capacidade protetiva intermediária.

Os possíveis fatores responsáveis para a maior proteção do material metálico podem ser:

- (a) As energias cinéticas mais baixas dos nêutrons provenientes do albedo, da ordem de 1 à 10 MeV;
- (b) O maior tamanho dos núcleos dos átomos do alumínio, o que aumentaria o número de choques com as partículas com baixas energias;
- (c) As maiores massas atômicas do alumínio, o que implica em mais energia para mover seus núcleos na rede cristalina;
- (d) As estruturas cristalinas mais densas, uma vez que as trajetórias dos nêutrons não sofrem interferências dos campos elétricos internos a estrutura dos materiais ou das nuvens eletrônicas dos metais;
- (e) Os polímeros são constituídos, em sua grande maioria, de átomos de carbono e hidrogênio. Tais elementos, como já citado anteriormente, possuem núcleos com menor probabilidade de fragmentação;
- (f) O bom desempenho do compósito proposto para o escudo biomimético também teve influência da presença de átomos de Boro, provenientes do CB. O Boro é uma outra espécie química com núcleo relativamente estável, propiciando um aumento dos efeitos secundários da interação da radiação com a matéria, como espalhamentos elásticos e inelásticos.

Os equacionamentos das linhas de tendências mostraram que a liga de alumínio 6061-T6 tem uma tendência maior em formar nêutrons quando exposta Albedo. O compósito proposto para o compósito biomimético obteve um coeficiente exponencial maior que o PEUAPM, o que mostra que numa projeção para maiores espessuras ele irá gerar nêutrons. Todas tendem ao infinito, demonstrando que quanto maior for a espessura e a dose total, maior será a formação de nêutrons secundários, provenientes das colisões com os núcleos. As equações da Tabela 4.14 descrevem as linhas de tendência.

Tabela 4.14 - Equações exponenciais das curvas de dose diária incidente no alvo dos nêutrons do albedo terrestre.

Material	Equação	Limite ( $x \rightarrow \infty$ )
Liga de Al 6061-T6	$y = 5E-05x^{1.229}$	$\infty$
Escudo Biomimético	$y = 4E-05x^{1.1406}$	$\infty$
PEUAPM	$y = 4E-05x^{1.0959}$	$\infty$

Fonte: Produção do Autor.

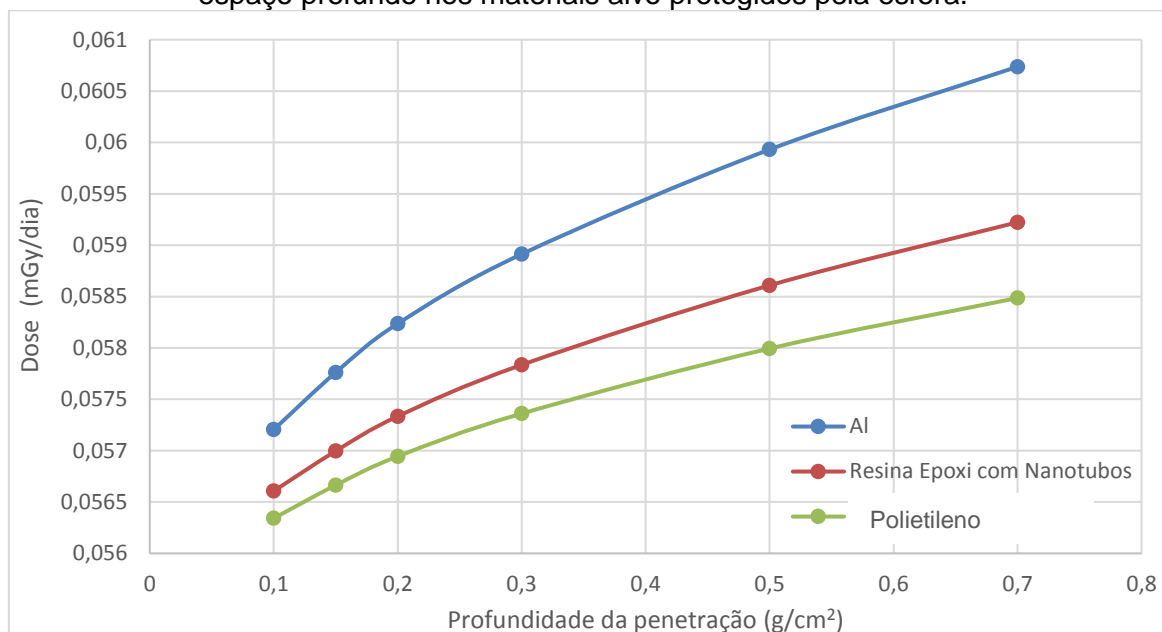
O aumento da quantidade de nêutrons em função da espessura foi explicado como uma consequência dos choques entre os átomos e os nêutrons com energia suficiente para arrancar os nêutrons dos núcleos.

Esta simulação forneceu evidências que sugerem que o escudo biomimético deva ser multi-lamelar e que as últimas camadas do MBS devem ser compostas por materiais com maiores quantidades de hidrogênio para atenuar o efeito da cascata de nêutrons.

#### 4.5.3.2 Resultados das simulações para os raios cósmicos galácticos

Nesta simulação, a Figura 4.23 apresenta a dose total de raios cósmicos galácticos, provenientes do espaço profundo, que os materiais alvo foram expostos. O eixo das ordenadas apresenta as doses de RCG que o material alvo receberia por dia ao ser recoberto por uma esfera de 10cm de diâmetro de cada material. O eixo das abcissas representa a espessura dividida pela massa específica de cada material, chamada de profundidade de penetração. (em inglês: *Depth*) da esfera de proteção. A divisão pela massa específica é feita para eliminar os efeitos desta.

Figura 4.23 – Profundidade de penetração de raios cósmicos galácticos oriundos do espaço profundo nos materiais alvo protegidos pela esfera.



Fonte: Produção do Autor.

Os resultados das simulações mostraram que o alumínio é mais permissivo à passagem da radiação dos raios cósmicos galácticos e o PEUAPM o mais eficiente. Estes fenômenos podem ser explicados por:

- (a) As doses recebidas foram relativamente pequenas pois a órbita simulada está dentro do cinturão de Van Allen e da Heliosfera.
- (b) As partículas que atravessam a magnetosfera solar e terrestre e colidem com os materiais dos escudos são relativamente muito energéticas, da ordem entre 10GeV e 100GeV, além de serem núcleos de elementos de massa muito variadas. Como a rede cristalina do alumínio é mais densa, além dos núcleos atômicos serem maiores, esta forma uma série de reações de segunda ordem, gerando um efeito chamado de cascata.
- (c) Novamente, os polímeros, e em especial o PEUAPM, são constituídos basicamente por átomos de carbono e hidrogênio. Os núcleos destes tipos atômicos são muito estáveis e possuem pouca probabilidade de fragmentação, o que diminui o efeito cascata.

(d) O efeito do boro e a presença dos NTCs auxiliou a frenagem das partículas, visto que o boro possui núcleo estável e os NTCs possuem seus átomos de carbono fortemente ligados, o que dificulta o rompimento das ligações e beneficia os espalhamentos elásticos e inelásticos.

A Tabela 4.15 mostra as equações e seus limites. Neste caso, todos os limites tenderam ao mesmo valor, quando se estendeu as espessuras ao infinito. O limite é a dose total recebida pelo sistema de GCR no período da missão e para a órbita determinada.

Tabela 4.15 - Equações exponenciais das curvas de dose diária incidente no alvo dos raios cósmicos galácticos.

Material	Equação	Limite ( $x \rightarrow \infty$ )
Liga de Al 6061-T6	$y = 0.0613x^{0.0308}$	1,657
Escudo Biomimético	$y = 0.0596x^{0.0232}$	1,657
PEUAPM	$0.0588x^{0.0192}$	1,657

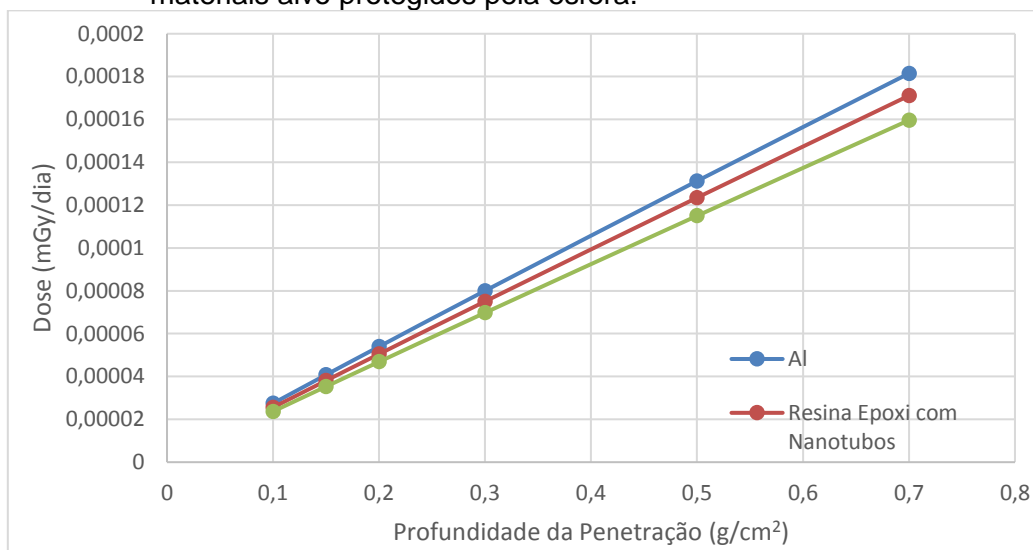
Fonte: Produção do Autor.

Este desempenho mostrou evidências de que um único material não é capaz de resolver com eficiência o problema da radiação em baixas órbitas.

#### 4.5.4 Nêutrons do GCR

A Figura 4.24 apresentou a comparação entre os materiais quanto à capacidade de protegerem o material alvo dos nêutrons dos raios cósmicos galácticos (GCR). O eixo das ordenadas apresenta as doses de RCG que o material alvo receberia por dia ao ser recoberto por uma esfera de 10cm de diâmetro de cada material. O eixo das abcissas representa a espessura dividida pela massa específica de cada material (em inglês: *Depth*) da esfera de proteção.

Figura 4.24 – Dose incidida de nêutrons provenientes dos raios cósmicos galácticos nos materiais alvo protegidos pela esfera.



Fonte: Produção do Autor.

O compósito proposto para o escudo biomimético está novamente entre o alumínio e o polietileno. Isto é uma evidência que ele se comporta de modo intermediário quanto à capacidade protetiva. As discussões quanto aos efeitos são similares às do tópico dos resultados das simulações para o albedo terrestre de nêutrons, e serão omitidas para evitar a redundância ao leitor.

A Tabela 4.16 mostra as equações exponenciais das linhas de tendências de cada material.

Tabela 4.16 - Equações exponenciais das curvas de dose diária incidente no alvo dos raios cósmicos galácticos.

Material	Equação	Limite ( $x \rightarrow \infty$ )
Liga de Al 6061-T6	$0.0003x^{0.9771}$	$\infty$
Escudo Biomimético	$y = 0.0002x^{0.9774}$	$\infty$
PEUAPM	$0.0002x^{0.9809}$	$\infty$

Fonte: Produção do Autor.

Todas tendem ao infinito pois quanto maior for a dose total e a espessura das camadas, maior será a formação de nêutrons.



#### 4.5.5 Os resultados das análises das rotas de processamento

A investigação das rotas de processamentos relativamente mais eficientes iniciaram com a produção de corpos de provas de resina pura e compósitos com a formulação de 0,001% em massa de nanotubos de carbono na resina pura. O intuito foi o de evitar o desperdício dos nanotubos. Ao total, nove rotas de processamento foram avaliadas. O objetivo foi determinar as rotas que garantissem a dispersão homogênea dos nanotubos na resina e do Carbetto de Boro.

##### 4.5.5.1 Os resultados das análises dos aspectos visuais

A primeira análise foi do aspecto visual dos corpos de provas. Os resultados são apresentados na Tabela 4.17.

Tabela 4.17 - Resultados dos experimentos dos cubos com 0,01 % em massa de nanotubos de carbono.

Rota	Aspecto Visual
PURA	Transparente
R1	Transparente com aglomerados e bolhas
R2	Transparente com aglomerados e bolhas
R3	Translúcida com aglomerados e bolhas
R4	Translúcida com aglomerados e bolhas
R5	Opaca com bolhas
R6	Opaca com bolhas
R7	Opaca e sem bolhas
R8	Opaca e sem bolhas
R9	Opaca e sem bolhas

Fonte: Produção do Autor.

#### 4.5.5.1.1.1 A amostra de controle (pura)

Uma amostra de controle foi produzida com a resina sem a adição dos nanotubos ou o carbeto de boro. A figura 4.25 apresenta o aspecto é homogêneo e sem a presença aparente de muitas bolhas. A amostra foi curada à temperatura de  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ .

Figura 4.25 – Aspecto visual da amostra de controle (Pura).



Fonte: Arquivos do autor.

#### 4.5.5.1.1.2 A rota 1

O processo de mistura à mão dos MWCNTs na resina não produziu resultados satisfatórios, como observado na Figura 4.26. Foram observados aglomerados de nanotubos e Carbeto de Boro.

Figura 4.26 – Aspecto visual da amostra processada pela rota R1.



Fonte: Arquivos do autor.

#### **4.5.5.1.1.3 Os testes de uso do misturador de alta taxa de cisalhamento**

Após o insucesso da rota R1, o grupo optou por utilizar o misturador de alta taxa de cisalhamento. Durante a mistura, foi observado uma maior homogeneidade da dispersão dos nanotubos na resina epóxi. Logo, concluiu-se que a utilização deste equipamento tornou o processamento mais eficaz para quantidades de 15 ml do compósito à uma rotação de 13.500 rpm por 2 min. Rotações maiores tenderam a formar muitas bolhas na mistura. A temperatura da sala era de  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ . A Figura 4.27 apresenta o aspecto visual da amostra.

Figura 4.27 – Aspecto visual do compósito antes da cura e misturado com o misturador de alta taxa de cisalhamento.



Fonte: Arquivos do autor.

#### **4.5.5.1.1.4A rota R2**

As amostras misturadas com o misturador e curadas sob vácuo apresentaram bolhas durante o processo. Durante a secagem no molde de silicone, também apresentaram formação de bolhas grandes na superfície, principalmente perto das paredes do molde. Esta formação pode estar vinculada à disposição de ar proveniente da mistura nos poros do molde. A Figura 4.28 apresenta o aspecto visual da amostra processada pela rota R2. O fundo das amostras também apresentou bolhas. A temperatura da sala era  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ .

Figura 4.28 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R2.



Fonte: Arquivos do autor.

#### 4.5.5.1.1.5A rota R3

A rota R3 obteve resultados semelhantes à rota R2, com uma amostra com muitas bolhas. Esta rota foi marcada pela tentativa de mistura dos nanotubos no catalisador da resina. A Figura 4.29 apresenta o aspecto visual da amostra processada pela rota R3. O fundo das amostras também apresentou bolhas. A temperatura da sala era  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ .

Figura 4.29 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R3.



Fonte: Arquivos do autor.

#### 4.5.5.1.1.6A rota R4

A rota R4 apresentou uma redução na formação e no tamanho das bolhas, no entanto, ainda não apresentou resultados satisfatórios. A melhoria perceptível foi a maior homogeneização da mistura, devido à mistura de todos os componentes juntos com o misturador e a utilização de vácuo na cura. A Figura 4.30 apresenta o aspecto visual da amostra processada pela rota R4. O fundo das amostras também apresentou bolhas. A temperatura da sala era  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ .

Figura 4.30 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R4.



Fonte: Arquivos do autor.

#### 4.5.5.1.1.7A rota R5

A rota R5 apresentou uma redução expressiva formação e no tamanho das bolhas, no entanto, também não apresentou resultados satisfatórios. A melhoria perceptível foi a maior homogeneização da mistura, devido à mistura de todos os componentes juntos com o misturador e a utilização do dissecador com sílica gel durante a cura. Este experimento evidenciou que a umidade do ar, de algum modo até então não compreendido, interferia na cura, promovendo as bolhas. A Figura 4.31 apresenta o aspecto visual da amostra processada pela rota R5. O fundo das amostras também apresentou bolhas. A temperatura da sala era  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ .

Figura 4.31 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R5.



Fonte: Arquivos do autor.

#### **4.5.5.1.1.8A rota R6**

A rota R6 apresentou ausência de bolhas durante a inspeção visual, provando que a utilização do agente removedor de bolhas foi eficiente. A característica opaca foi apontada como uma evidência indireta da homogeneização da mistura. Este experimento evidenciou que o uso de agentes facilitadores de processamento era o meio mais eficiente de se obter um produto homogêneo. A Figura 4.32 apresenta o aspecto visual da amostra processada pela rota R6. O fundo das amostras também apresentou bolhas. A temperatura da sala era  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ .

Figura 4.32 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R6.



Fonte: Arquivos do autor.

#### **4.5.5.1.1.9 Os resultados da funcionalização dos nanotubos.**

A partir da rota R7, nas misturas foram utilizados nanotubos tratados superficialmente e depois funcionalizados com o sistema silano-amina. Este processo, juntamente com a utilização dos aditivos de processo BYK surtiram efeitos significativos nos resultados, conforme descrito abaixo nos subtópicos à seguir.

#### **4.5.5.1.1.10 A rota R7**

A rota R7 apresentou ausência de bolhas durante a inspeção visual, provando que a utilização do agente removedor de bolhas foi eficiente. A característica opaca também foi apontada como uma evidência indireta da homogeneização da mistura. Este experimento evidenciou que o uso de agentes facilitadores de processamento descartava a necessidade da utilização de dissecadores com sílica gel. Conclui-se que o agente, de algum modo eliminou a interferência da umidade do ar na densificação das amostras. A Figura 4.33 apresenta o aspecto visual da amostra processada pela rota R7. O fundo das amostras também apresentou bolhas. A temperatura da sala era  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ .

Figura 4.33 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R7.



Fonte: Arquivos do autor.

#### 4.5.5.1.1.11 A rota R8

A rota R8 apresentou ausência de bolhas durante a inspeção visual, provando que a utilização do agente removedor de bolhas foi eficiente. A característica opaca também foi apontada como uma evidência indireta da homogeneização da mistura, provando que o agente de aumento de molhabilidade foi eficiente. Este experimento fortificou a crença que o uso de agentes facilitadores de processamento descartava a necessidade da utilização de dissecadores com sílica gel, promovendo uma mistura eficiente dos constituintes. Conclui-se que os agentes, de algum modo eliminaram a interferência da umidade do ar na densificação das amostras. A rota R8 foi marcada pela tentativa de mistura dos nanotubos e do carbetto de boro numa única etapa; A Figura 4.34 apresenta o aspecto visual da amostra processada pela rota R8. O fundo das amostras também apresentou bolhas. A temperatura da sala era  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05.2$

Figura 4.34 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R8.



Fonte: Arquivos do autor.



#### 4.5.5.1.1.12 A rota R9

A rota R9 apresentou os melhores aspectos visuais. A clara ausência de bolhas durante a inspeção visual, além da cura ao ar livre obtiveram um compósito homogêneo. A característica opaca também foi apontada como uma evidência indireta da homogeneização da mistura, provando que o agente de aumento de molhabilidade foi eficiente. Este experimento demonstrou que é possível obter uma amostra homogênea, inclusive com aspecto polido, utilizando-se aditivos corretos e a rota R9. A rota R9 foi marcada pela tentativa de mistura dos nanotubos e do carbeto de boro na resina em duas etapas de homogeneização. A Figura 4.35 apresenta o aspecto visual da amostra processada pela rota R9. Existem alguns lascados nos cantos que foram provenientes do manuseio, não sendo consequências do processamento. A temperatura da sala era  $21,00^{\circ}\text{C} \pm 2,00$  e pressão atmosférica de  $1.00 \text{ atm} \pm 0,05$ .

Figura 4.35 - Aspecto visual da amostra processada pela rota R9.



Fonte: Arquivos do autor.

Os resultados da análise visual revelaram que as rotas de processamento R8 e R9 apresentaram melhores resultados relativos pois apresentaram aspecto mais homogêneo, sem aglomerações de nanotubos. Os resultados das duas últimas rotas foram atribuídos à adição dos aditivos de processo. Tais aditivos são específicos para resinas epóxi fenólica. O primeiro aditivo aumentou a molhabilidade dos nanotubos pela resina e o segundo aditivo eliminou as bolhas do sistema. Os aditivos foram escolhidos a fim de não interferirem no futuro

acoplamento químico entre os nanotubos funcionalizados e as resinas epóxi. Esta decisão foi fundamental para o sucesso da produção dos compósitos homogêneos.

#### 4.5.5.2 Os resultados das análises das massas específicas

As massas específicas foram avaliadas de dois métodos distintos e posteriormente comparadas. O primeiro método foi o de Arquimedes e no segundo, a massa foi dividida pelo volume. Os resultados das massas específicas pelo método de Arquimedes são apresentados na Tabela 4.18 e o da divisão da massa pelo volume, na Tabela 4.19.

Tabela 1.18 - Massas específicas das amostras pelo método de Arquimedes para as amostras pura e com 0,01% de NTC e 35% de carvão de boro.

Amostra	Densidade Arquimedes									
	Pura	R1	R2	R3	R4	R5	R6	R7	R8	R9
1	0,87	0,82	0,80	0,80	0,77	0,84	0,82	0,81	0,85	0,85
2	0,85	0,81	0,79	0,80	0,80	0,84	0,81	0,81	0,84	0,85
3	0,87	0,81	0,80	0,78	0,79	0,78	0,81	0,86	0,84	0,85
4	0,86	0,82	0,80	0,78	0,79	0,77	0,82	0,78	0,84	0,84
5	0,86	0,83	0,80	0,77	0,78	0,80	0,83	0,78	0,84	0,85
6	0,86	0,82	0,80	0,74	0,76	0,79	0,82	0,78	0,84	0,85
7	0,86	0,80	0,81	0,76	0,77	0,78	0,80	0,77	0,84	0,85
Média	0,86	0,82	0,80	0,78	0,78	0,80	0,82	0,80	0,84	0,85
Desvio P.	0,01	0,01	0,01	0,02	0,01	0,03	0,01	0,03	0,00	0,00

Fonte: Produção do Autor.

Tabela 4.19 - Massas específicas das amostras pelo método da divisão da massa pelo volume para as amostras pura e com 0,01% de NTC e 35% de carbeto de boro.

	Densidade = Massa / Volume									
Amostra	Pura	R1	R2	R3	R4	R5	R6	R7	R8	R9
1	0,86	0,80	0,79	0,80	0,80	0,81	0,83	0,79	0,87	0,85
2	0,86	0,81	0,79	0,79	0,80	0,86	0,83	0,81	0,86	0,86
3	0,87	0,80	0,80	0,78	0,79	0,80	0,83	0,84	0,85	0,85
4	0,86	0,82	0,80	0,78	0,79	0,79	0,83	0,80	0,85	0,86
5	0,87	0,82	0,80	0,80	0,80	0,81	0,84	0,81	0,84	0,85
6	0,87	0,82	0,79	0,75	0,77	0,80	0,82	0,80	0,85	0,87
7	0,86	0,81	0,81	0,76	0,80	0,79	0,81	0,80	0,84	0,85
Média	0,87	0,81	0,80	0,78	0,79	0,81	0,83	0,81	0,85	0,85
Desvio P.	0,00	0,01	0,01	0,02	0,01	0,02	0,01	0,02	0,01	0,01

Fonte: Produção do Autor.

Os resultados das análises das massas específicas dos espécimes mostraram que eles apresentaram predominantemente poros não conectados. Este fato foi deduzido após comparação dos resultados médios e desvios padrões entre dois diferentes métodos testes. Tanto os testes de método de Arquimedes quanto os testes por volume dividido pela massa mostraram resultados semelhantes. O método de Arquimedes com desvio padrão médio de 0,015g/cm<sup>3</sup> e 0,019g/cm<sup>3</sup> respectivamente. Devido à pouca diferença entre os resultados das técnicas de caracterização das massas específicas, se concluiu, por dedução, que os poros internos, vistos à olho nu não foram encharcados pela água durante a fervura dos espécimes avaliados, o que demonstra que são poros isolados.

Comparativamente, foram observados valores, para ambas as amostras, de cerca de 32% da massa específica da liga de alumínio 6061-T6 e cerca de 63,2%

da massa específica em relação ao Polietileno de ultra alto peso molecular (PEUAPM).

A análise visual confirmou a hipótese que quanto maior eram as quantidades dos poros, menores as massas específicas. Ar adsorvido e adsorvidos nas superfícies dos nanotubos e entre os interstícios dos aglomerados também podem ser apontados como contribuintes da diminuição da massa específica. Como os compósitos R8 e R9 foram manufacturados com aditivos que aumentavam a molhabilidade dos nanotubos, estes apresentaram valores relativamente menores desta propriedade.

#### **4.5.5.3 Resultados dos testes de micro capacitância**

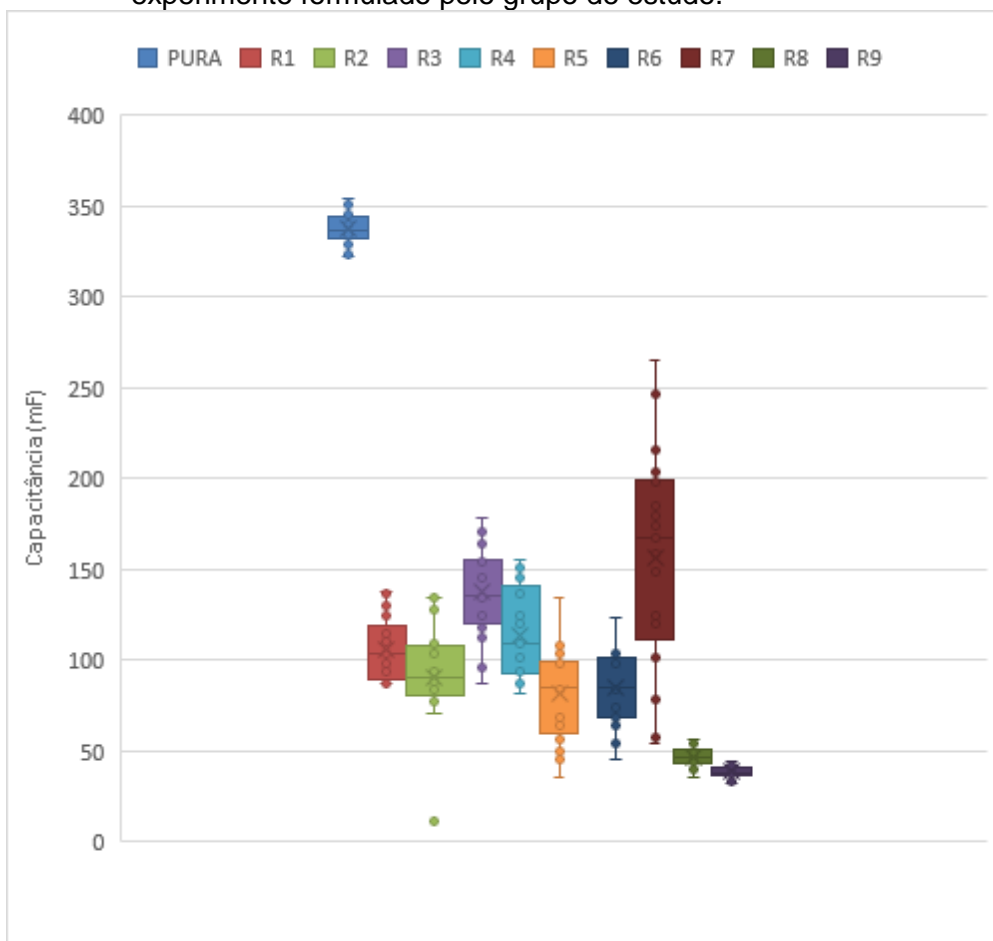
Ao analisar os dados dos testes foi possível compreender que as rotas de processamento R8 e R9 foram eficazes para a produção do compósito. Estas rotas apresentaram os menores desvios padrões em relação as médias, tanto na medida da capacitância em cada eixo dos corpos de provas quanto do conjunto total de amostras. As tabelas do anexo A apresentam os resultados numéricos dos testes. A Figura 4.36 apresenta o gráfico *box-plot* das capacitâncias mensuradas.

A análise dos resultados mostrou que:

- (a) Nos compósitos produzidos pelas rotas de 1 a 6, o desvio padrão médio entre as medidas dos eixos X, Y e Z foram maiores. Este fato está relacionado à anisotropia dos corpos de provas, provenientes da baixa homogeneidade das misturas. As bolhas de ar e os aglomerados de nanotubos também dificultaram a condução elétrica do compósito, o que justificou os valores maiores das capacitâncias médias.

- (b) Os espécimes produzidos pela rota 7 obtiveram uma dispersão relativamente grande, apesar de serem translúcidos. Este fato mostrou que as bolhas tiveram influência relativamente menor que os aglomerados nos resultados. Nesta rota, apenas o aditivo de processo de aumento da molhabilidade dos nanotubos foi incorporado.
- (c) Os espécimes produzidos pelas rotas 8 e 9 obtiveram pequena dispersão dos resultados devido principalmente à dispersão dos nanotubos na matriz e a ausência de bolhas. Nestas rotas foram incorporados o dispersante de bolhas e o agente de aumento da molhabilidade dos nanotubos de carbono pela resina epóxi.

Figura 4.36 – Gráfico estatístico *box-plot* para as capacitâncias mensuradas através do experimento formulado pelo grupo de estudo.

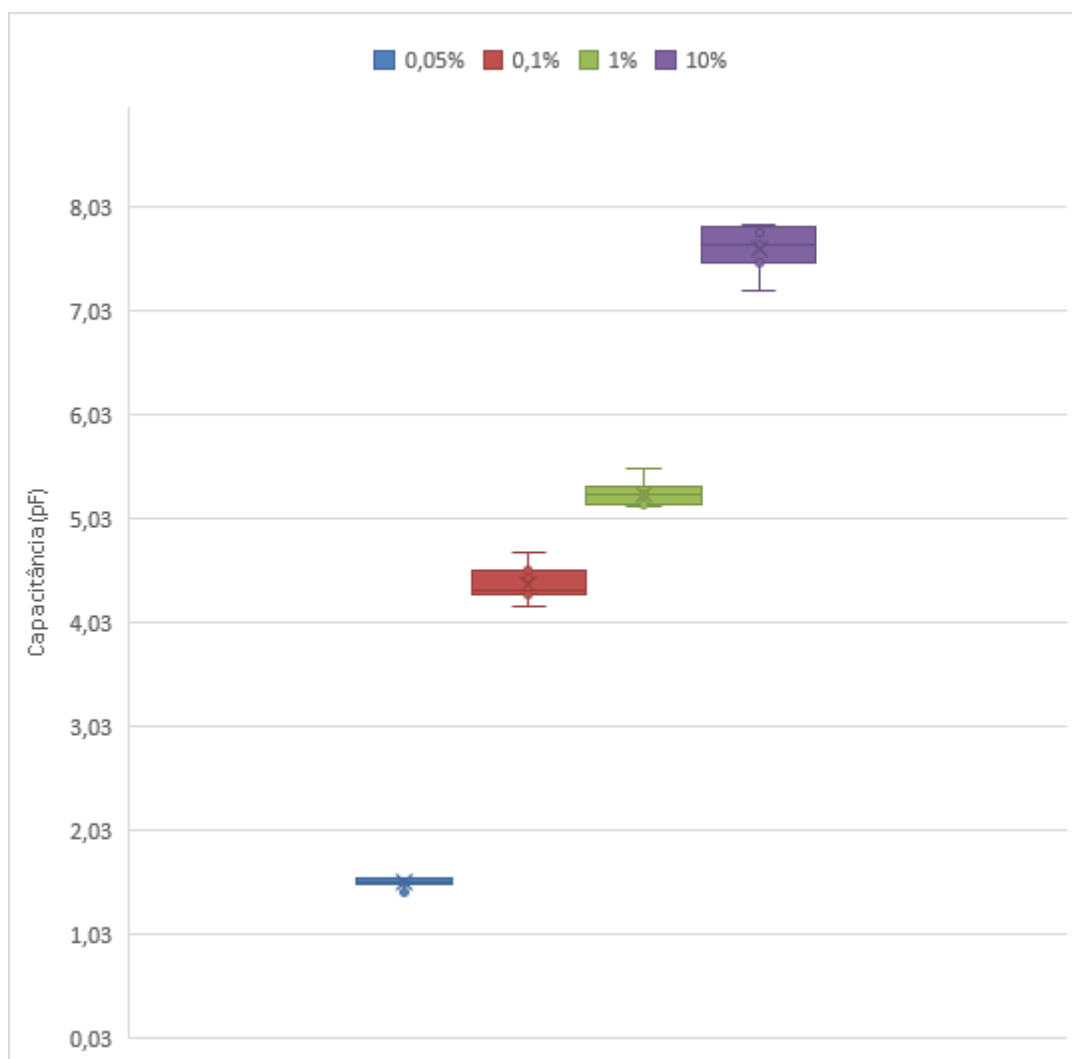


Fonte: Produção do Autor.

#### 4.5.5.4 Segundo afinamento dos resultados

Após análise preliminar com 0,01% de nanotubos de carbono em massa, foi concluído que as rotas R8 e R9 apresentaram os resultados relativos mais significantes. Então foram feitos cinco conjuntos com formulações distintas, com sete amostras cada. As formulações contiveram 0,05%, 0,1%, 1% e 10% de nanotubos. O intuito foi o de verificar se as rotas produziram compósitos com maiores quantidades de nanotubos. Os resultados quantitativos são apresentados nas tabelas do Anexo C. A Figura 4.37 apresenta o diagrama *box-plot* das microcapacitância observadas, em função das massas de NTC para o grupo amostral da Rota 8.

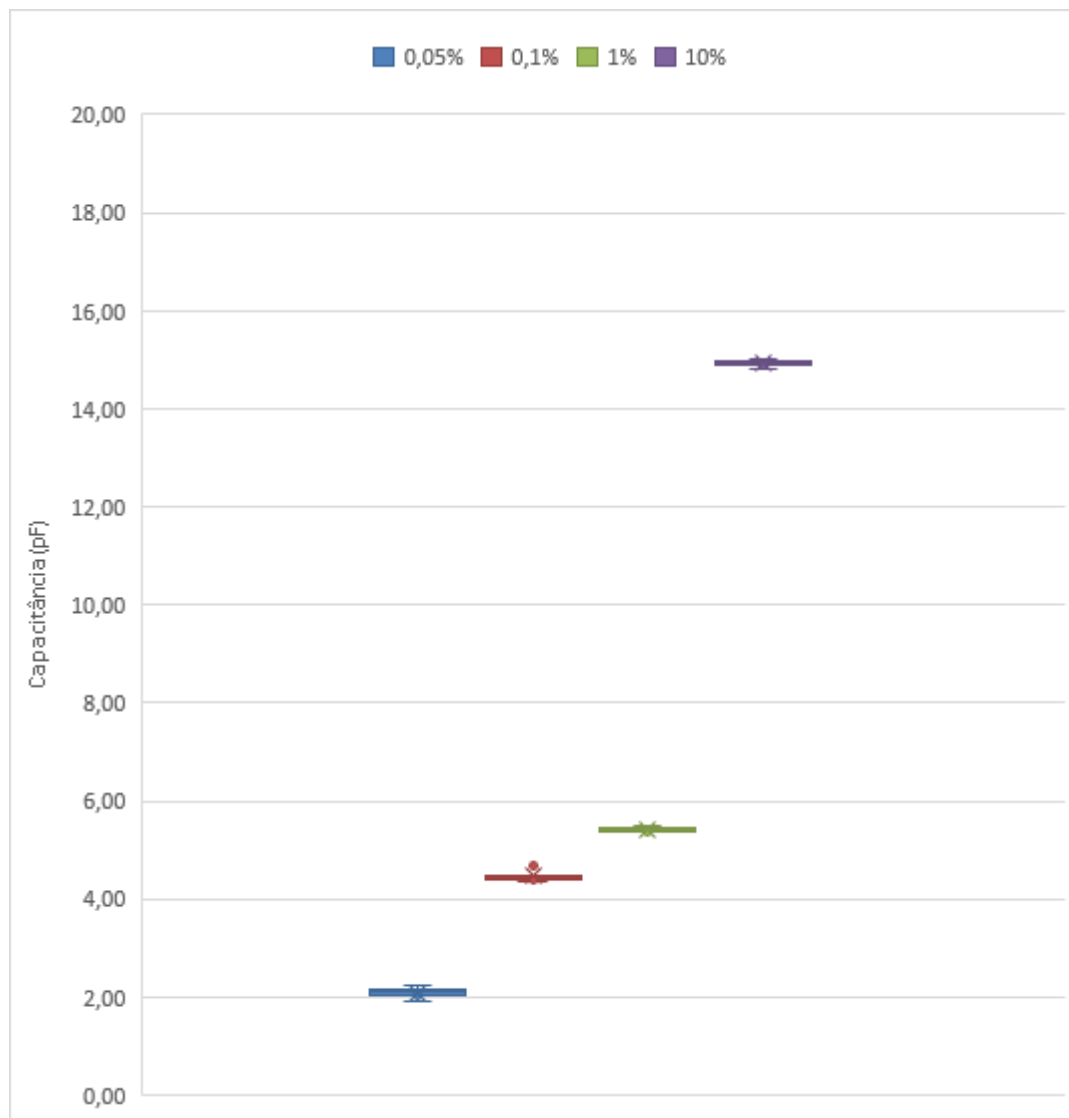
Figura 4.37 - Diagramas *box-plot* da capacitância das amostras do grupo R8.



Fonte: Produção do Autor.

A Figura 4.38 apresenta o diagrama *box-plot* das microcapacitância observadas, em função das massas de NTC para o grupo amostral da Rota 9.

Figura 4.38 - Diagramas *box-plot* da capacitância das amostras do grupo R9.



Fonte: Produção do Autor.

De modo geral, as rotas R9 apresentaram valores das médias maiores que as rotas R8, bem como desvios padrões amostrais e totais menores, com exceção da composição com 1% de nanotubos. Este conjunto amostral também apresentou o desvio padrão total maior. Este resultado indica que para esta composição, os nanotubos não se dispersaram tão bem quanto nas demais composições produzidas com a rota R9. A análise das rotas, a fim de explicar

esta anomalia levou à conclusão houve que alguma interferência externa ao sistema durante a cura da resina, ou algum possível desvio da rota durante o processo experimental. A provável interferência externa foi a temperatura do meio de cura. As hipóteses de umidade relativa e pressão atmosféricas foram descartadas pois as amostras foram curadas num dissecador contendo sílica gel e à vácuo, produzido pela mesma bomba.

#### 4.5.5.5 Resultados das análises de vibração mecânica uniaxial

Os testes de fadiga mecânica por vibração axial revelaram que as amostras puras tendem a romper nas faixas de frequência entre 10 e 100Hz. A Tabela 4.20 apresenta os resultados obtidos nos testes de vibração dinâmica.

Tabela 4.20 - Resultados dos testes de vibração dinâmica ais quais os conjuntos de amostras foram submetidos.

Hz	Amostras da rota R8					Amostras da rota R9				
	Pura	0,05%	0,1%	1%	10%	Pura	0,05%	0,1%	1%	10%
0,1	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7
0,5	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7
1	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7
5	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7
10	6	7	7	7	7	6	7	7	7	7
50	6	6	7	7	7	7	7	7	7	7
100	4	5	7	7	7	6	7	7	7	7
150	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7
200	7	7	7	7	7	7	7	7	7	7

Fonte: Produção do Autor.

Este resultado pode estar associado frequência natural da resina estar próxima à faixa de 50 e 100 Hz.

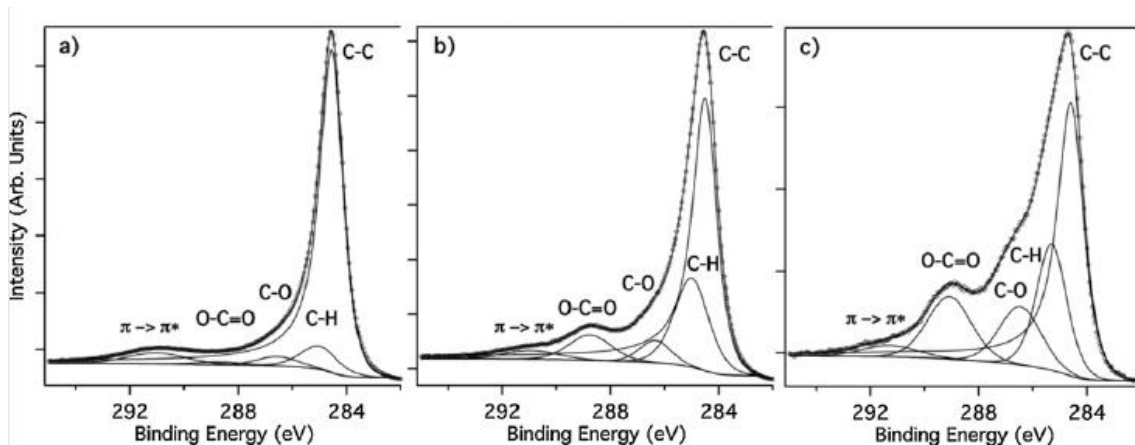


Após a incorporação dos nanotubos, foram observados rompimentos apenas em quantidades de 0,005% de NTCs, em massa. Acima desta quantidade não houve rompimentos, o que evidência que os nanotubos dispersos na matriz modificaram a frequência natural dos espécimes testados. Este resultado foi interpretado como uma prova indireta de que a funcionalização obteve êxito.

#### 4.5.5.6 Resultados das análises de XPS

Análises de XPS fomentaram mais evidências que a funcionalização dos nanotubos tiveram êxito, assim como as suas ligações químicas com a matriz polimérica. As ligações sigma entre o carbono e o oxigênio eram esperadas para o sistema nanotubos, silano-amina e epóxi. A presença desta ligação prova que a função amina se ligou ao oxigênio da função epóxi. A Figura 4.39(a) apresenta os resultados da resina pura, a Figura 4.39(b) apresenta os resultados da rota R8 e a Figura 4.39 (c) apresenta os resultados da rota R9.

Figura 4.39 - Resultados das curvas de intensidade em função da energia de ligação.



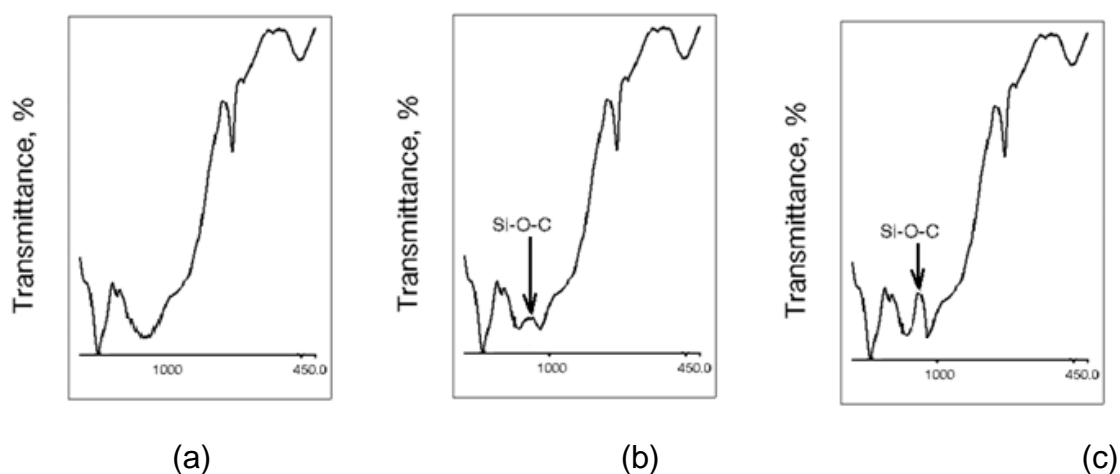
Fonte: Produção do Autor.

Os resultados observados mostraram que tanto a Rota 8 quanto a Rota 9 obtiveram sucesso na funcionalização dos NTCs. No entanto, a maior intensidade dos picos na Rota 9 mostrou que ela foi relativamente mais eficaz que a Rota 8.

#### 4.5.5.7 Resultados das análises de FT-IR

Os testes de FT-IR foram feitos para confirmarem que o acoplamento da silanoamina nos NTCs tiveram êxito. A ligação química silício, oxigênio e carbono atestaram que a função silano se ligou às paredes do nanotubo, propiciando a conexão nanotubo-epóxi e, como resultado, a observação de um aumento substancial nas propriedades do compósito. A Figura 4.40 apresenta os resultados obtidos pela análise de FT-IR.

Figura 4.40 - Resultados da porcentagem de transmitância em função do comprimento de onda, provando que a funcionalização dos nanotubos teve êxito.



(a) Rota Pura; (b) Rota 8 e (c) Rota 9.

Fonte: Produção do Autor.

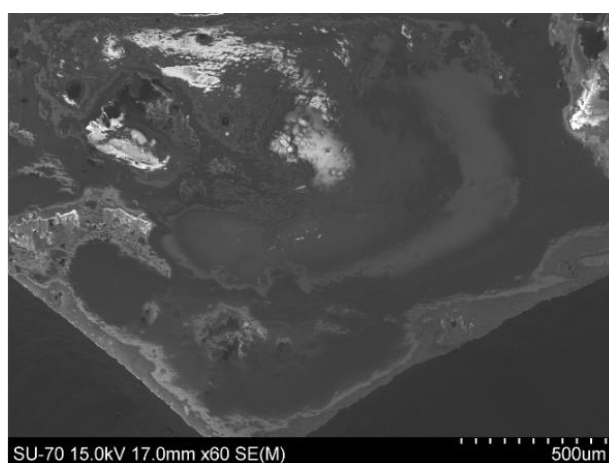
Ambas as amostras analisadas, das Rotas 8 e 9, apresentaram os picos de radiação infravermelha na região do espectro relacionadas às ligações Si-O-C, o que evidenciou os acoplamentos desejados. A Rota 9 novamente apresentou valores de transmitância maiores, o que pode ser interpretado como uma maior quantidade de ligações por unidade de massa analisada. A ligação Si-O-C não foi identificada na rota pura.

#### 4.5.5.8 Resultados das micrografias dos NTCs como recebido e funcionalizados

Os NTCs foram submetidos ao banho por uma solução contendo um terço de ácido nítrico e dois terços de ácido sulfúrico, ambos P.A., na faixa de temperatura 65 °C. O intuito foi o de romper algumas ligações carbono-carbono presentes nas superfícies dos NTCs para acoplar as silano aminas.

A Figura 4.41 apresenta a resina de epóxi com os NTCs, obtida da amostra R9.

Figura 4.41 – Micrografia obtida por MEV para a amostra R9.

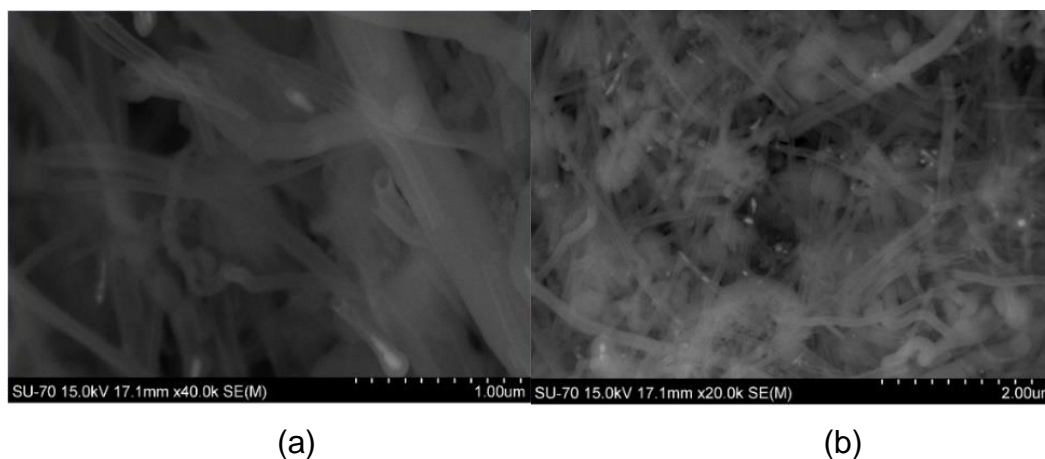


Fonte: Produção do Autor.

O Material apresenta um aspecto homogêneo, sem pontos de enovelamento dos NTCs, provando que os aditivos de processamento foram eficazes em dispersar os NTCs e as partículas de Carbetto de Boro na matriz de epóxi.

As Figuras 4.42 (a) e (b) apresentam o aspecto dos NTCs antes da funcionalização. Devido aos NTCs serem de paredes múltiplas, foi observado uma variação significativa nos diâmetros. Esta variação pode ser explicada pelo método de produção utilizado pelo fabricante.

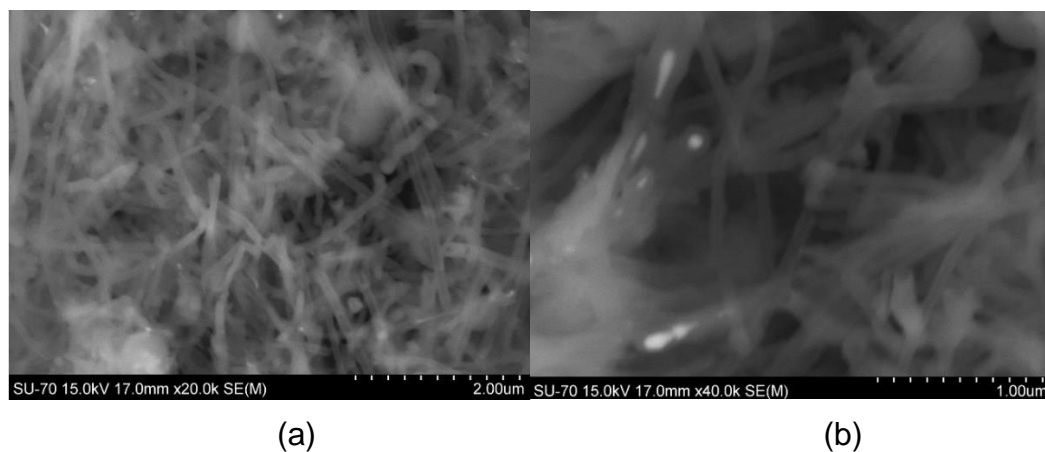
Figura 4.42 – Micrografias obtidas por MEV dos NTCs como recebidos.



Fonte: Produção do Autor.

Algumas micrografias foram feitas após a funcionalização dos nanotubos, com o intuito de verificar se houve alguma mudança no aspecto, após o tratamento com ácido e silano-amina. As Figuras 4.43 (a) e (b) apresentam diferentes regiões da amostra de NTCs após o tratamento.

Figura 4.43 – Micrografias obtidas por MEV dos NTCs como recebidos.



Fonte: Produção do Autor.

As imagens revelaram que aparentemente o tratamento químico diminuiu o enovelamento dos NTCs, assim como as distâncias médias entre as fibras.

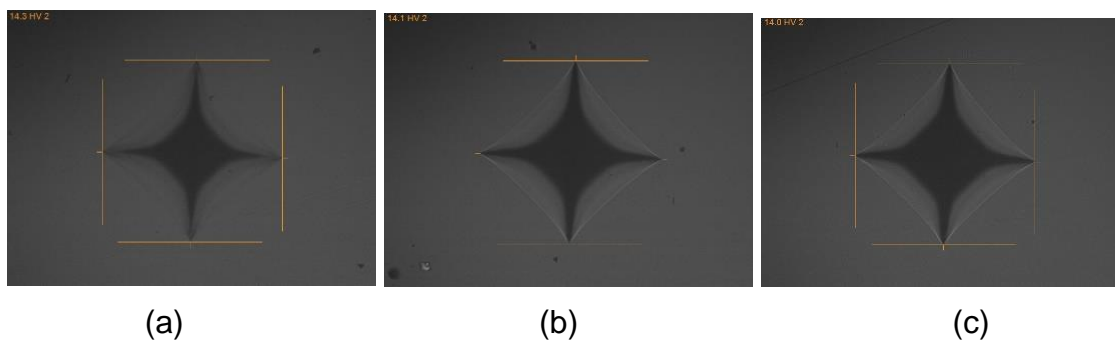
#### 4.5.5.9 Resultados das análises de dureza Vickers

Os testes de dureza vickers mostraram que a incorporação dos NTC aumentaram a resistência à penetração da ponta de diamante na média das amostras de todas as amostras. De modo geral, a média das amostras apresentaram um aumento de 87% em relação à média das amostras puras. As amostras R8 e R9 apresentaram os melhores resultados comparativos. A explicação pode estar vinculada ao aumento do módulo elástico das amostras que continham NTCs funcionalizados e bem dispersos. A presença do carvão também funcionalizado, contribuiu para o aumento da dureza.

Os resultados, as imagens das indentações e as saídas padronizadas do durômetro Instron são apresentados à seguir.

As indentações resultantes da penetração da ponta de testes de dureza, obtidos para a amostra R8, estão detalhados nas Figuras 4.44 (a), (b) e (c).

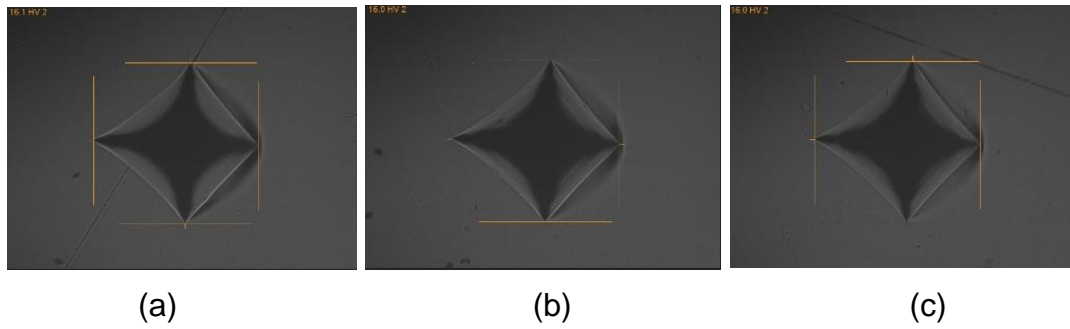
Figura 4.44 – Indentações realizadas na amostra R8.



Fonte: Produção do Autor.

As indentações resultantes da penetração da ponta de testes de dureza, obtidos para a amostra R9, estão detalhados nas Figuras 4.45 (a), (b) e (c).

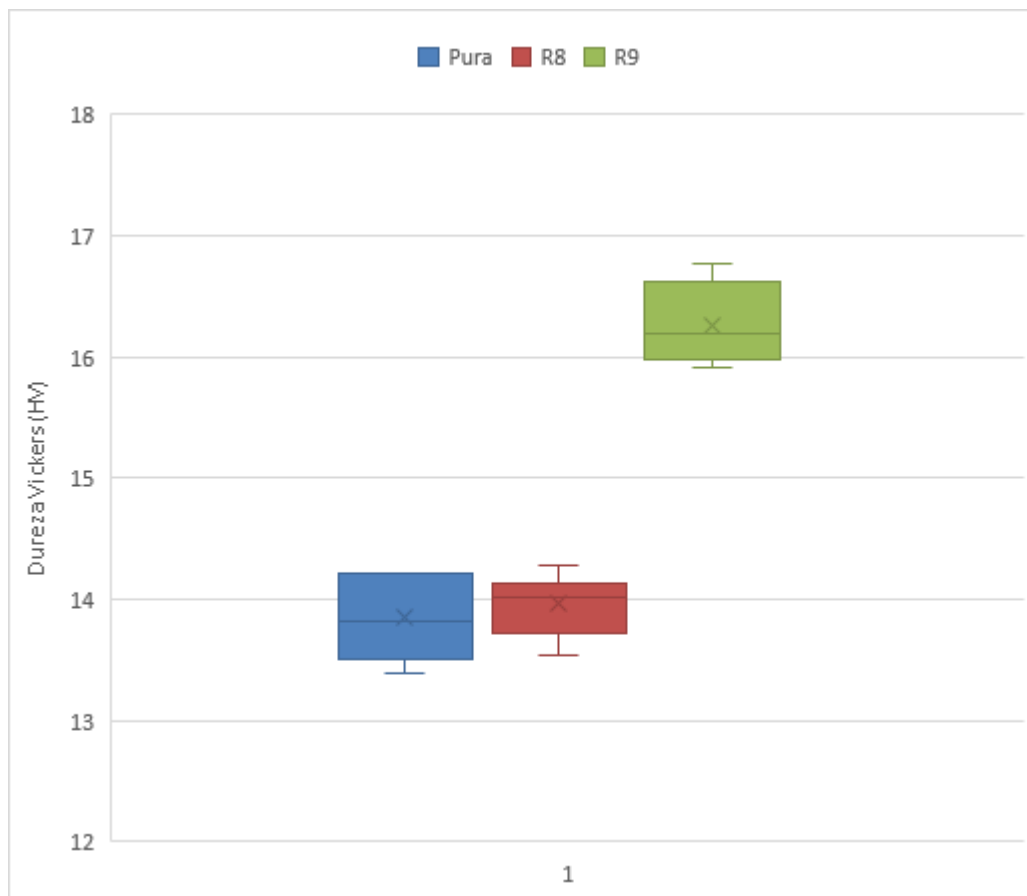
Figura 4.45 – Indentações realizadas na amostra R9.



Fonte: Produção do Autor.

A Figura 4.46 apresenta o gráfico do tipo *box plot* dos resultados observados.

Figura 4.46 - Diagrama *box-plot* dos resultados das médias das durezas obtidas.



Fonte: Produção do Autor.

A Tabela 4.21 apresenta os resultados numéricos das durezas observadas.

Tabela 4.21 - Resultados das durezas das amostras dos conjuntos Pura, R8 e R9.

Amostra	Dureza (HV)		
	Pura	R8	R9
1	13,2	14,02	15,98
2	13,7	14,13	16,2
3	14,22	13,97	16,27
4	14,10	13,54	16,77
5	13,61	13,73	15,91
6	13,70	14,11	16,08
7	13,98	14,28	16,63
Média	13,78	13,97	16,26
Desvio P.	0,33	0,25	0,33

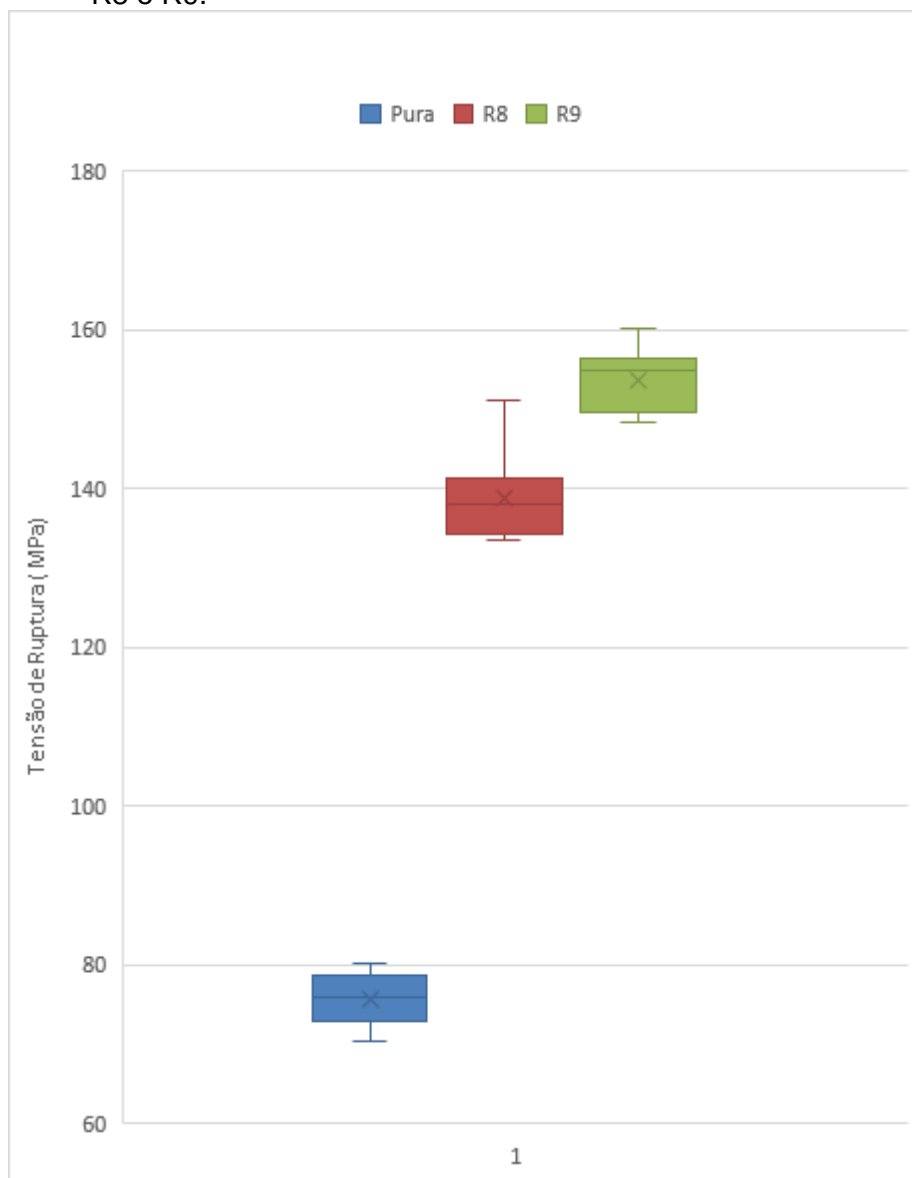
Fonte: Produção do Autor.

A média das amostras R9 apresentaram um aumento mais significativo, de 15,25% em relação à média das amostras puras. As amostras do grupo R8 apresentaram um aumento relativo de 0,21% maior que a amostra pura. As amostras do grupo R8 apresentaram uma variação menor. Estes resultados apontam que a rota R8 pode ter dispersado melhor os nanotubos na matriz polimérica. No entanto a menor variação do desvio padrão pode ser indicio de algum problema experimental, visto que este valor foi o único discrepante em todas as análises.

#### 4.5.5.10 Resultados das análises de tensão de ruptura

A tensão de ruptura apresentou uma aumento de 83,53% na média das amostras da rota R8 e 103,13% na média das amostras da rota R9 em relação à amostra de controle (Amostra Pura). As amostras R8 também apresentaram um desvio padrão 85,06% maior que a média das amostras puras e as amostras R9, 24,65% maior. A Figura 4.47 apresenta o diagrama estatístico *box-plot* dos resultados observados.

Figura 4.47 - Diagrama *box-plot* dos resultados das tensões de ruptura das amostras R8 e R9.



Fonte: Produção do Autor.

Comparativamente, a resistência à ruptura observada nos experimentos foram cerca de 42,7% menor que a da Liga de alumínio e 34,2% menor que a do PEUAPM.

Estes resultados corroboram com os demais resultados anteriormente observados, mostrando que a rota mais eficiente é a rota R9. A Tabela 4.22 apresenta os valores numéricos dos resultados obtidos experimentalmente.



Tabela 4.22 - Resultados das tensões de ruptura dos conjuntos de amostras R8 e R9.

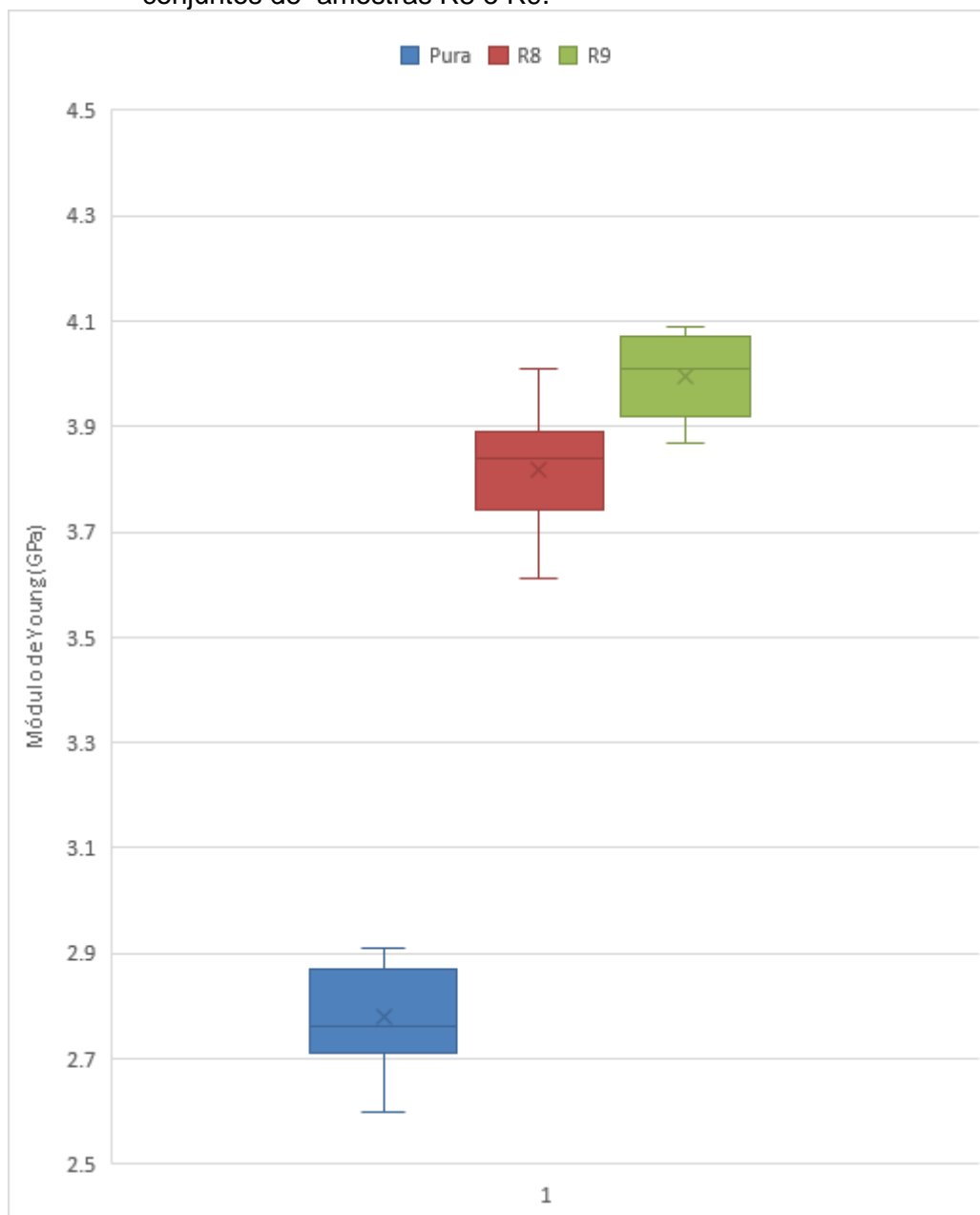
Amostra	Tensão de Ruptura (Mpa)		
	Pura	R8	R9
1	78,56	133,48	154,84
2	70,41	141,2	160,2
3	75,22	138,57	148,27
4	76,68	135,54	156,33
5	80,06	137,98	154,87
6	72,8	134,27	149,74
7	75,97	151,26	151,76
Média	75,67	121,47	153,72
Desvio P.	3,29	5,51	4,10

Fonte: Produção do Autor.

#### 4.5.5.11 Resultados das análises dos módulos de Young

Era esperado que ocorresse o aumento das médias dos módulos de Young, devido ao nanotubo de carbono ser o material conhecido pelo homem até então, com o maior valor desta propriedade. No entanto esta propriedade só seria maior se os nanotubos estivessem conectados quimicamente à matriz de resina epóxi. A Figura 4.48 apresenta o diagrama de *box-plot* dos valores observados.

Figura 4.48 - Diagrama *box-plot* dos resultados obtidos dos módulos de Young dos conjuntos de amostras R8 e R9.



Fonte: Produção do Autor.

Os valores são expressivamente maiores e confirmam que o acoplamento ocorreu e que a funcionalização ocorreu. As Amostras do grupo R8 apresentou o valor numérico desta propriedade 131,42% maior. As amostras do grupo R9 apresentaram um valor numérico 146,37% maior. A Tabela 4.23 apresenta os valores numéricos obtidos experimentalmente.

Tabela 4.23 - Resultados experimentais de cada conjunto amostral dos valores dos módulos de Young.

Amostra	Módulo de Young (GPa)		
	Pura	R8	R9
1	2,87	3,89	4,02
2	2,6	4,01	4,09
3	2,91	3,84	3,92
4	2,74	3,61	3,87
5	2,86	3,76	3,98
6	2,71	3,74	4,07
7	2,76	3,88	4,01
Média	2,78	3,82	3,99
Desvio P.	0,11	0,13	0,08

Fonte: Produção do Autor.

#### 4.5.5.12 Segundo afinamento de resultados

As análises físico-químicas evidenciaram que o compósito produzido pela rota R9 se mostrou mais eficiente em todos os aspectos avaliados até então. Como a diferença no processo de produção é apenas a ordem ao qual são acrescentadas as matérias primas, considerou-se as rotas semelhantes. Logo, pela semelhança das rotas e pelos melhores resultados até então observados, o compósito produzido pela rota R8 foi descartado das análises seguintes, sendo o objeto de estudo e comparação, apenas o compósito obtido pela rota R9.

#### **4.6 Resultados da fase E**

A fase E compreendeu a elaboração da Tese e da defesa, bem como das correções posteriores e os preparativos para a publicação na base de dados da biblioteca do INPE.

## 5 CONCLUSÕES

Inicialmente, serão discutidas a abordagem sistêmica para a elaboração desta Tese, seguida das conclusões acerca do compósito biomimético.

O planejamento da Tese previu um fluxo temporal de atividades do tipo cascata, onde as fases eram plenamente terminadas antes do início da próxima fase. No entanto, durante o decorrer da produção da pesquisa, as fases começaram a percorrer um trajeto temporal paralelo. A seguir foram relatados as dificuldades e os benefícios da mudança do cronograma. A fase Pré A foi marcada pelo paralelismo temporal com a Fase A. O principal motivo identificado foi a dificuldade de organizar logicamente os dados das muitas bases de dados. Muitos trabalhos anteriores foram encontrados, mas continham apenas informações parciais sobre o escopo deste trabalho. Um segundo fator a diversidade de áreas do conhecimento necessárias para o entendimento do problema, como efeitos da radiação na matéria, biologia, engenharia de requisitos e sistemas, engenharia de materiais espaciais e outras áreas correlatas ao trabalho. Após um ano e meio de pesquisas bibliográficas foi possível concluir a fase Pré-A. A Fase A iniciou em paralelo com a fase Pré A. Este fato ocorreu devido à necessidade prévia de determinar os parâmetros da missão espacial hipotética proposta, para ser possível reduzir o escopo bibliográfico. O paralelismo destas fases foi benéfico para o fechamento do escopo de estudo e para o cumprimento do cronograma de 5 anos. A Fase B também teve o início antes do previsto e o término posterior a este. Os principais motivos foram a dificuldade de contatar todos os stakeholders necessários levantar os requisitos de desempenho, assim como identificar e acessar todos os documentos pertinentes. Estes fatores fizeram desta fase, a mais demorada. A Fase C foi outra fase maior que o previsto. O principal motivo do atraso foi a dificuldade de terminar o documento final de requisitos. Este atraso ocorreu devido à sobreposição temporal com os atrasos induzidos pela Fase B. A Fase C só pode ser concluída após o final da Fase B. O autor faz a ressalva que nem todos os requisitos foram coletados, pois o tempo e a quantidade de entrevistadores e analistas não foi suficiente para a conclusão das coletas no

prazo necessário (5 anos). A Fase D foi outra fase extensa. O motivo principal foi a indisponibilidade momentânea de equipamentos para os testes. Em parte, pois alguns testes foram feitos fora do Brasil e em parte devido à Pandemia de Corona Vírus que ocorreu no período. Por fim, a Fase E, que compreendeu a etapa de escrita e formalização do documento Tese, se estendeu para antes do previsto. Conforme as informações foram surgindo, os autores foram criando textos explicativos e documentando os resultados num *template* da Tese. Este procedimento foi vantajoso por facilitar a visão geral do escopo e por permitir revisões prévias dos subitens do documento. Conclui-se que a diferença nos cronogramas “proposto” e “real” mostrou que, apesar do planejamento, ocorreram interferências externas que estavam fora da alçada dos autores. Deste modo, foi concluído que nem todos os cenários possíveis podem ser previstos e que o design do cronograma necessita ser flexível e revisado periodicamente.

Quanto as conclusões acerca da eficácia do compósito biomimético, entendeu-se que as rotas de processamento que apresentaram as melhores propriedades mecânicas foram as rotas R8 e R9. A utilização e a mistura dos aditivos de processo, incorporados nos momentos adequados garantiram a homogeneidade da dispersão dos nanotubos funcionalizados. A funcionalização foi necessária pois garantiu que ligações químicas entre os NTCs e a matriz de epóxi se estabeleceram, como provado pelos testes de FT-IR e XPS. As provas indiretas do sucesso da incorporação dos NTCs funcionalizados foram os aumentos substanciais de tensão de ruptura, módulo elástico e da microcapacitância.

Quanto a proteção aos efeitos da radiação, os métodos científicos da comparação e da observação, empregados nos materiais avaliados evidenciaram comportamentos distintos quando submetidos às simulações com diferentes fontes de radiação. Foi observado que a liga de alumínio 6061-T6 se mostrou mais eficiente na proteção do alvo aos prótons e nêutrons provenientes do vento solar, durante o período da missão. Fatores como o campo elétrico proveniente da nuvem eletrônica, típica dos metais, densidade atômica dos cristalitos, tamanho e massa dos átomos corroboraram para o melhor

desempenho quanto à proteção dos choques com os prótons. Quando analisado a capacidade protetiva do choque de nêutrons no alvo, o metal se mostrou relativamente menos eficiente, o que pode ser explicado pela não interferência das nuvens eletrônicas e pela fragmentação do núcleo. Já os polímeros foram mais eficientes, o que pode ser explicado pela presença do hidrogênio e do carbono. Estes espécimes químicos possuem núcleos estáveis e a fragmentação nuclear tem pouca probabilidade de ocorrer. Os efeitos predominantes nestes materiais podem ser os efeitos de espalhamento elástico e inelástico, bem como o efeito Bremsstrahlung e de ionização. Um problema aparente, que interferirá significativamente na durabilidade dos polímeros nas missões são os possíveis rompimentos das ligações intramoleculares, que degradam as propriedades mecânicas destes.

Conclui-se que a solução mais eficiente será um sistema protetivo multicamada, incorporando alumínio 6061-T6, PEUAPM e o compósito biomimético. O alumínio deve ser a camada mais externa, seguido do compósito biomimético e por fim, o PEUAPM. Este sistema de multicamadas atenuará de modo mais eficiente os impactos e os efeitos da radiação nas órbitas até 1000 Km de altura. O alumínio atenuará os prótons de maior energia, no entanto ocorrerá fragmentação dos núcleos, formando nêutrons. Então o compósito atenuará o restante dos prótons e os nêutrons, além de utilizar a propriedade de colagem do epóxi para unir as camadas. O PEUAPM, como a última camada atenuará eficazmente os nêutrons restantes. Esforços futuros devem ser dirigidos no sentido de determinar as melhores espessuras e investigar novas camadas protetivas.

A hipótese científica foi comprovada parcialmente verdadeira, pois foi possível produzir um compósito com menor massa específica que a liga de alumínio 6061-T6. As capacidades protetivas aos efeitos da radiação foram superiores em alguns aspectos e inferior em outros. As propriedades mecânicas foram inferiores as da liga e o material pode ser feito com matérias primas que estão disponíveis ou podem ser sintetizadas dentro do território nacional.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALBERTS, B.; JOHNSON, A.; LEWIS, J.; **Biologia molecular da célula**. 5.ed. San Diego: Artmed, 2009. 1396p.

ANZ-MEADOR, P. Monthly effective mass of objects in Earth orbit. **Orbital Debris Quarterly News**, v. 19, n. 1, 2015. Disponível em: <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNV19i1.pdf>. Acesso em: 15 dez. 2018.

ANZ-MEADOR, P. Monthly effective mass of objects in Earth orbit. **Orbital Debris Quarterly News**, v. 17, n. 1, 2015. Disponível em: <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNV17i1.pdf>. Acesso em: 15 dez. 2018.

ARIANESPACE SERVICES & SOLUTION. **Ariane 5**: user's manual. Evry-Courcouronnes Cedex – France, 2011. Disponível em: [https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Ariane5\\_users\\_manual\\_Issue5\\_July2011.pdf](https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Ariane5_users_manual_Issue5_July2011.pdf). Acesso em: 16 jan. 2019.

ASHBY, M.; JONES; D. R. **Engenharia de materiais**: uma introdução à propriedades, aplicações e projeto. 3.ed. Rio de Janeiro: Campus, 2007. 643p.

ASHBY, M.; SHERCLIFF, H.; CEBON, D. **Materials engineering, science, processing and design**. 3.ed. Londres: Butterworth Heinemann, 2007. 512p.

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DAS EMPRESAS DE TELECOMUNICAÇÕES POR SATÉLITES - ABRASAT. **Tipos de órbitas e seus satélites**. Disponível em: <https://abrasat.org.br/satelite/os-tipos/>. Acesso em: 9 dez. 2020.

BISPO C, A. F.; CASTANHEIRA, L. B.; SILVA FILHO, O. M. **Introdução à lógica matemática**. [S.l.]: Cengage, 2012. 208p. ISBN -13 9788522111268.

BOURDARIE, S. The near-Earth space radiation environment. **IEEE Transactions of Nuclear Science**, v. 55, n. 4, ago. 2008.

CALLISTER, W. D. **Ciência e engenharia de materiais**: uma introdução. 5. ed. São Paulo: LTC, 2002. 817p.

CHRISTIANSEN, E. L.; CREWS, J. L.; WHITNEY J. P. Debris cloud ablation in gas-filled pressure vessels. **International Journal of Impact Engineer, Houston**, v. 20, p. 173-184, 1997.



CHRISTIANSEN, E.; BERNHARD, R. P.; HARTSOUGH, N. Space shuttle debris and meteoroid impacts. **Advanced in Space Research**, v. 34, n. 5, p. 1097-1103, 2004.

CHRISTIANSEN, E. L. **Handbook for designing MMOD protection**. Houston, EUA: NASA, 2009. 152p. (NASA/TM–2009–214785).

CHRISTMAN, D. R.; GEHRING, J.W. Analysis of high-velocity projectile penetration mechanics. **Journal of Applied Physics**, v. 37, n. 4, p. 1579-1587, 1966.

DETANICO, F.D.; TEIXEIRA, F.G.; SILVA, T.K. A biomimética como método criativo para o projeto de produto. **Revista Design e Tecnologia**, v.2, 2010.

ERBST, M. H.; MACEDO, M. L. F.; ROCCO, A. M. Tecnologia dos nanotubos de carbono: tendências e perspectivas de uma área multidisciplinar. **Química Nova**, São Paulo, v. 27, n. 6, p. 986-992, 2004. Disponível em: [http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci\\_arttext&pid=S0100-40422004000600025&lng=en&nrm=iso](http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0100-40422004000600025&lng=en&nrm=iso). Acesso em: 8 dez. 2020.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **Space project management: configuration and information management**. Noordwijk: ESA, 2009. 612p.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **Structural materials handbook: Part 1: overview and material properties and applications**. Noordwijk: ESA, 2011. 535p.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **Calculation of radiation and its effects and margin policy handbook**. Noordwijk: ESA, 2010. 122p.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **About space debris**. Disponível em: [http://www.esa.int/Our\\_Activities/Operations/Space\\_Debris/About\\_space\\_debris](http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/Space_Debris/About_space_debris). Acesso em: 15 dez. 2018.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **Hypervelocity impacts and protecting starcraft**. 2016. Disponível em: [http://www.esa.int/Our\\_Activities/Operations/Space\\_Debris/Hypervelocity\\_impacts\\_and\\_protecting\\_starcraft](http://www.esa.int/Our_Activities/Operations/Space_Debris/Hypervelocity_impacts_and_protecting_starcraft). Acesso em: 9 jan. 2019.

EVANS, H. **Space environment basics & calculation methods**. ESA, 2016. Disponível em: [https://indico.cern.ch/event/635099/contributions/2570659/attachments/1456183/2249867/2\\_Radiation\\_Effects\\_and\\_RHA\\_ESA\\_Internal\\_Course\\_9\\_May\\_space\\_environment\\_HE.pdf](https://indico.cern.ch/event/635099/contributions/2570659/attachments/1456183/2249867/2_Radiation_Effects_and_RHA_ESA_Internal_Course_9_May_space_environment_HE.pdf). Acesso em: 9 abr. 2019.

ETIMOLOGIA ORIGEM DE CONCEITO. **Hipótese**. Disponível em: <https://etimologia.com.br/hipotese/>. Acesso em: 15 ago. 2018.

FORCELINNI F. A. **Apostila de projeto de produto**. [S.l.: s.n.], 2002.

LEE, H; NEVILLE, K. **Handbook of epoxy resins**. 4 ed. Nova Iorque: McGraw-Hill, 1997. 922p.

HALLINGAN, R. **Requirement engineer system**. Sidney, Australia: Project Performance International, 2015. 268p.

INÁCIO, M. A. **Desenvolvimento de compósito cerâmico a base de B4C para aplicação como blindagem de radiação em aplicações espaciais**. 2015. 159p. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais - Ciência e Tecnologia de Materiais e Sensores) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE, São José dos Campos, 2015.

INFOPÉDIA. **Unidades de radiação**. Disponível em: [https://www.infopedia.pt/\\$unidades-de-radiacao#:~:text=O%20gray%2C%20cujo%20s%C3%ADmbolo%20%C3%A9,iqual%20a%2010%2D2%20Gy](https://www.infopedia.pt/$unidades-de-radiacao#:~:text=O%20gray%2C%20cujo%20s%C3%ADmbolo%20%C3%A9,iqual%20a%2010%2D2%20Gy). Acesso em: 22 out. 2019.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **CBERS 3 & 4 environmental specification, China-Brazil Earth resource satellite - CBERS 384**. São José dos Campos: INPE, 2004. (RV-EVS-0001/00).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **EMBRACE – Estudo e Monitoramento Brasileiro do Clima Espacial**. São José dos Campos: INPE, 2019. Disponível em: <http://www2.inpe.br/climaespacial/portal/pt/>. Acesso em: 18 nov. 2020.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **A estrutura elétrica da atmosfera**. 2018. Disponível em: <http://www.inpe.br/webelat/homepage/menu/relamp/eletricidade.atmosferica/estrutura.eletrica.da.atmosfera.php>. Acesso em: 19 nov. 2020.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **Tutorial de geoprocessamento**. 2017. Disponível em: [http://www.dpi.inpe.br/spring/portugues/tutorial/introducao\\_sen.html#:~:text=Banda%20espectral%20%C3%A9%20o%20intervalo,semelhantes%20espectralmente%20ou%20pr%C3%B3ximas%20espacialmente](http://www.dpi.inpe.br/spring/portugues/tutorial/introducao_sen.html#:~:text=Banda%20espectral%20%C3%A9%20o%20intervalo,semelhantes%20espectralmente%20ou%20pr%C3%B3ximas%20espacialmente). Acesso em: 19 dez. 2020.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION (ISO). **ISO 6721-5:2019** - plastics — determination of dynamic mechanical properties — Part 5: flexural vibration — non-resonance method. Genebra, 2019.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION (ISO). **ISO 2039-1:1991** - plastics — determination of hardness — part 1: ball indentation method. Genebra, 1991.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION (ISO). **ISO 14125:1998** - fibre-reinforced plastic composites — determination of flexural properties. Genebra, 1998.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION (ISO). **ISO 10795:2019** - space systems — programme management and quality — vocabulary. Genebra, 2019.

KERBAUY, G. B. **Fisiologia vegetal**. 5.ed. Rio de Janeiro: Guanabara KOOGAN, 2012. 470p

MACHADO, I. R. L. Nanotubos de carbono: potencial de uso em medicina veterinária. **Ciência Rural**, Santa Maria, v. 44, n. 10, p. 1823-1829, 2014. Disponível em: [http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci\\_arttext&pid=S0103-84782014001001823&lng=en&nrm=iso](http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0103-84782014001001823&lng=en&nrm=iso). Acesso em: 8 dez. 2020.

OLTARIS. **Introduction**. Disponível em: <https://oltaris.larc.nasa.gov/projects>. Acesso em: 4 dez. 2020.

OKUNO, E.; YOSHIMURA, E. M. **Física das radiações**. São Paulo: Oficina dos Textos, 2010. 296p. ISBN: 978-85-7975-005-2.

LIU, J.; MATNEY, M.J.; ANZ-MEADOR, P.; KESSIER, D.; JANSEN, M.; THEALL, J.R. **The new NASA orbital debris engineering model ORDEM2000**. Houston, EUA: NASA, 2002. 97p. (NASA/TP-2002-210780).

MAZUR, J. E. An overview of the space radiation environment. **Cross Link**, v. 4, n. 2, p. 10-14, 2003.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **Systems engineering handbook**. Washington: NASA, 2007. 360p.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **Cubesat101** – basic concepts and processes for first-time Cubesat developers. San Diego: NASA, 2017. 96p.

NACCARATO, K.P. Total lightning flash detection from space: a CubeSat approach. In: INTERNATIONAL LIGHTNING DETECTION CONFERENCE, 24. (ILDC); INTERNATIONAL LIGHTNING METEOROLGY CONFERENCE, 6., 2016, San Diego, CA. **Proceedings...** 2016.

NONO, D. A. **Análise comparativa dos processos de obtenção das cerâmicas da alumina  $\alpha$ , da zircônia-3YTZP e do compósito alumina  $\alpha$  + 18,5 % zircônia-3YTZP para aplicação em satélites como blindagem para impactos com detritos espaciais**. 2016. 219 p. IBI: <8JMKD3MGP3W34P/3LGLEQH>. Dissertação (Mestrado em Engenharia e

Gerenciamento de Sistemas Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2016. Disponível em: <http://urlib.net/rep/8JMKD3MGP3W34P/3LGGLEQH>.

PERONDI, L. F.; CHAGAS JUNIOR, M. F. **CSE 314-4 planejamento e gestão da qualidade**. São José dos Campos: INPE, 2013. Notas de Aula.

RAPPOPORT, Z. **CRC handbook of tables for organic compound identification**. 3.ed. Jerusalém: CRC Press, 1994. 586p.

SCHWANK, J.R. Basic mechanisms of radiation effects in the natural space radiation environment. In: ANNUAL INTERNATIONAL NUCLEAR AND SPACE RADIATION EFFECTS CONFERENCE, 31., 1994. **Proceedings...** 1994. p. 18-22.

SPACEROBOTICS. **Space industry**. Disponível em: <http://www.spacerobotics.eu/space-industry/>. Acesso em: 10 nov. 2019.

SOARES M. A. R. **Biomimetismo e ecodesign**: desenvolvimento de uma ferramenta criativa de apoio ao design de produtos sustentáveis. Lisboa: Universidade Nova de Lisboa, 2008.

SUPARTA, W.; ZULKEPLE, S. K. Investigating space radiation environment effects on communication of Razaksat-1. **Journal of Aerospace and Technology Management**, v. 10, e2218, 2018. Disponível em: [http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci\\_arttext&pid=S2175-91462018000100317&lng=en&nrm=iso](http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S2175-91462018000100317&lng=en&nrm=iso). Acesso em: 23 dez. 2020.

TAUHATA, L.; SALATI, I. P. A.; DI PRINZIO, R.; DI PRINZIO, M. A. R. R. **Radioproteção e dosimetria**: fundamentos. 9.ed. Rio de Janeiro: IRD/CNEN, 2013. 345p. Disponível em: <https://inis.iaea.org/collection/NCLCollectionStore/Public/45/073/45073465.pdf>

XASPOS, M.A.; O'NEILL, P.M.; O'BRIEN. Near –Earth space radiation models. **IEEE Transactions on Nuclear Science**, v.60, n.3, 2013.

WICKIPEDIA. **Cinturão de Van Allen**. 2018. Disponível em: [https://pt.wikipedia.org/wiki/Cintur%C3%A3o\\_de\\_Van\\_Allen](https://pt.wikipedia.org/wiki/Cintur%C3%A3o_de_Van_Allen). Acesso em: 16 dez. 020.

WICKIPEDIA. **Nanotubo de carbono**. 2020. Disponível em: [https://pt.wikipedia.org/wiki/Nanotubo\\_de\\_carbono](https://pt.wikipedia.org/wiki/Nanotubo_de_carbono). Acesso em: 23 dez. 2020.

## ANEXO A – REQUISITOS DO ESCUDO BIOMIMÉTICO.

Neste anexo, encontram-se os principais requisitos levantados neste trabalho. O intuito do levantamento foi o de nortear a pesquisa e desenvolvimento para uma ou mais soluções de modo assertivo e eficaz. O escopo de requisitos levantados não está completo, mas foi suficiente para ser um *guide-line* para este trabalho e trabalhos futuros.

Tabela A.1 – Resultados referentes ao Requisito 01.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT01
Solicitante	STK 01
Enunciado	O escudo deve ser capaz de resistir ao teste de vibração especificado na norma AESP14-EVS V.01.
Método de Verificação	Teste Laboratorial
Texto de Verificação	Seguindo as regras AESP14-EVS V.1, produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02 \times 2,00 \pm 0,02 \times 0,5 \pm 0,02$ cm e as submeter ao teste especificado na norma.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após os testes, não apresentar trincas ou delaminações, quando for inspecionado com microscópio ótico, utilizando ampliação de 200x.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo sobreviva as vibrações transmitidas pelo foguete durante o lançamento.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.2 – Resultados referentes ao Requisito 02.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT02
Solicitante	STK 01
Enunciado	O escudo deve ser capaz de ser perfurado por brocas de até 10 mm de diâmetro e não trincar.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter à furação com brocas de $0,50 \pm 0,01$ , $2,00 \pm 0,01$ , $4,00 \pm 0,01$ , $6,00 \pm 0,01$ e $10,00 \pm 0,01$ mm de diâmetro.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após os testes, não apresentar trincas em até $1,0 \pm 0,1$ cm das arestas dos furos, quando for inspecionado com microscópio ótico, utilizando ampliação de 200x.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo seja capaz de ser furado durante a etapa de Montagem, integração e testes do satélite.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.3 – Resultados referentes ao Requisito 03.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT03
Solicitante	STK 01
Enunciado	O escudo deve ser capaz de ser perfurado por brocas de até 10 mm de diâmetro e não delaminar.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Método de Verificação	Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,5 \pm 0,02$ cm e as submeter à furação com brocas de $0,50 \pm 0,01$ , $2,00 \pm 0,01$ , $4,00 \pm 0,01$ , $6,00 \pm 0,01$ e $10,00 \pm 0,01$ mm de diâmetro.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após os testes, não apresentar delaminações em até $1,0 \pm 0,1$ cm das arestas dos furos das arestas dos furos, quando for inspecionado com microscópio ótico, utilizando ampliação de 200x.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo seja capaz de ser furado durante a etapa de Montagem, integração e testes do satélite.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.4 – Resultados referentes ao Requisito 04.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT04
Solicitante	STK 01
Enunciado	O escudo deve ser capaz de ser cortado numa serra de fita e não trincar.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter à 16 cortes com serra de 2mm de espessura, velocidade linear da lâmina de $4,0 \pm 0,5$ m/s e com velocidade de avanço do corte de $10,0 \pm 0,5$ mm/min.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após os testes, não apresentar trincas em até $1,0 \pm 0,1$ cm das arestas de corte, quando for inspecionado com microscópio ótico, utilizando ampliação de 200x.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo seja capaz de ser furado durante a etapa de Montagem, integração e testes do satélite.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.



Tabela A.5 – Resultados referentes ao Requisito 05.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT05
Solicitante	STK 01
Enunciado	O escudo deve ser capaz de ser cortado numa serra de fita e não delaminar.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter à 16 cortes com serra de $2,00 \pm 0,01$ mm de espessura, velocidade linear da lâmina de $4,0 \pm 0,5$ m/s e com velocidade de avanço do corte de $10,0 \pm 0,5$ mm/min.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após os testes, não apresentar trincas em até $1,0 \pm 0,5$ cm das arestas de corte, quando for inspecionado com microscópio ótico, utilizando ampliação de 200x.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo seja capaz de ser furado durante a etapa de Montagem, integração e testes do satélite.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.6 – Resultados referentes ao Requisito 06.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT06
Solicitante	STK 04
Enunciado	O escudo deve ser capaz de manter no mínimo 80% de sua dureza original após ser submetido à radiação por 100 horas.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	O laboratório deve seguir as normas ASTM F-1892 para o ensaio de radiação e a norma ISO 2039-1:1991 para o ensaio de dureza. Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02 \times 2,00 \pm 0,02 \times 0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter ao teste descrito pelas normas. As amostras podem ser cortadas para o cumprimento das especificações das normas. Os testes de dureza devem ser feitos antes e depois das irradiações das amostras.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após a exposição à radiação, apresentar, no mínimo, 80% da sua dureza original.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo sobreviva aos impactos com micro e nano detritos durante o tempo de missão.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.7 – Resultados referentes ao Requisito 07.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT07
Solicitante	STK 04 e STK18
Enunciado	O escudo deve ser capaz de manter no mínimo 80% de sua dureza original após ser submetido a, no mínimo, 1565 ciclos térmicos.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Quanto ao ciclo térmico, o laboratório deve proceder conforme descreve o texto de verificação. A dureza será mensurada conforme a norma ISO 2039-1:1991. Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02 \times 2,00 \pm 0,02 \times 0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter a, no mínimo, 1565 ciclos térmicos de $+250 \pm 5$ °C até $-100 \pm 5$ °C, com taxa de aquecimento/resfriamento de no mínimo $15^{\circ}\text{C} \pm 0,5/\text{min}$ .
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após os testes, não apresentar trincas ou rupturas, quando for inspecionado com microscópio ótico, utilizando ampliação de 200x.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo sobreviva ao clima espacial durante o tempo de missão.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.8 – Resultados referentes ao Requisito 08.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT08
Solicitante	STK 04
Enunciado	O escudo deve ser capaz de manter no mínimo 80% do seu módulo elástico original após ser submetido à radiação por 100 horas.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	O laboratório deve seguir as normas ASTM F-1892 para o ensaio de radiação e a norma ISO 14125:1998 para o ensaio de flexão em 3 pontos. Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter ao teste descrito pelas normas. As amostras podem ser cortadas para o comprimento das especificações das normas. Os testes de flexão em 3 pontos devem ser feitos antes e depois das irradiações das amostras.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após a exposição à radiação, apresentar, no mínimo, 80% de seu módulo elástico original.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo I sobreviva ao clima espacial durante o tempo de missão.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.9 – Resultados referentes ao Requisito 09.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT09
Solicitante	STK 04
Enunciado	O escudo deve ser capaz de manter no mínimo 80% da sua tensão de ruptura original após ser submetido à radiação por 100 horas.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	O laboratório deve seguir as normas ASTM F-1892 para o ensaio de radiação e a norma ISO 14125:1998 para o ensaio de flexão em 3 pontos. Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,5 \pm 0,02$ cm e as submeter ao teste descrito pelas normas. As amostras podem ser cortadas para o comprimento das especificações das normas. Os testes de flexão em 3 pontos devem ser feitos antes e depois das irradiações das amostras.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se, após a exposição à radiação, apresentar, no mínimo, 80% da sua tensão de ruptura original.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o escudo sobreviva ao clima espacial durante o tempo de missão.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.10 – Resultados referentes ao Requisito 10.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT10
Solicitante	STK 04
Enunciado	O escudo deve ser homogêneo quimicamente em toda a sua extensão.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Produzir e testar três amostras de planas de $1,00\pm 0,02$ x $1,00\pm 0,02$ x $0,50\pm 0,02$ cm e as submeter a análises de EDS pontuais (15 pontos aleatórios por amostra) para verificar a composição química.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se a composição química de cada amostra mantiver 98% de similaridade entre si.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para assegurar que o material possua as mesmas propriedades mecânicas, elétricas, radioativas e magnéticas em toda a sua extensão. Este requisito também assegura que a rota escolhida para produção do material seja capaz de ser reproduzível.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.11 – Resultados referentes ao Requisito 11.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT11
Solicitante	STK 18
Enunciado	O escudo deve ser capaz de sobreviver em missões de até 1 ano em órbitas de até 1000km de altura.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter a, no mínimo, 1565 ciclos térmicos de $+250 \pm 5$ °C até $-100 \pm 5$ °C, com taxa de aquecimento/resfriamento de no mínimo $15^{\circ}\text{C} \pm 0,5/\text{min}$ .
Critério de aceitação	O escudo será aceito se após o teste, não apresentar delaminações.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para tornar as missões de Cubesats mais robustas. Os materiais estruturais atuais possuem uma baixa maturidade tecnológica para usos específicos neste tipo de missão.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.12 – Resultados referentes ao Requisito 12.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT12
Solicitante	STK 18
Enunciado	O escudo deve ser capaz de sobreviver em missões de até 1 ano em órbitas de até 1000km de altura.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter a, no mínimo, 1565 ciclos térmicos de $+250 \pm 5$ °C até $-100 \pm 5$ °C, com taxa de aquecimento/resfriamento de no mínimo $15^{\circ}\text{C} \pm 0,5/\text{min}$ .
Critério de aceitação	O escudo será aceito se após o teste, não apresentar trincas.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para tornar as missões de Cubesats mais robustas. Os materiais estruturais atuais possuem uma baixa maturidade tecnológica para usos específicos neste tipo de missão.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.



Tabela A.13 – Resultados referentes ao Requisito 13.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT13
Solicitante	STK 18
Enunciado	O escudo deve ser capaz de sobreviver em missões de até 1 ano em órbitas de até 1000km de altura.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Produzir e testar três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02$ x $2,00 \pm 0,02$ x $0,50 \pm 0,02$ cm e as submeter a, no mínimo, 1565 ciclos térmicos de $+250 \pm 5$ °C até $-100 \pm 5$ °C, com taxa de aquecimento/resfriamento de no mínimo $15^{\circ}\text{C} \pm 0,5/\text{min}$ .
Critério de aceitação	O escudo será aceito se após o teste, não apresentar perda de massa superior à 1% da massa original.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para tornar as missões de Cubesats mais robustas. Os materiais estruturais atuais possuem uma baixa maturidade tecnológica para usos específicos neste tipo de missão.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.14 – Resultados referentes ao Requisito 14.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Desejável
Código	RQT14
Solicitante	STK 18
Enunciado	O escudo deve ser capaz de ser utilizado em missões em órbitas GEO.
Método de Verificação	Testes laboratoriais modificados descritos nos requisitos de 1 à 11 deste documento.
Texto de Verificação	O material deve passar por todos os testes descritos pelos requisitos de 1 à 11 deste documento, alterando-se as suas características para ajusta-se as órbitas GEO.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se for aprovados em todos os testes modificados.
Análise Racional	Este requisito é desejável para tornar as missões de Cubesats em órbitas GEO. Os materiais estruturais atuais possuem uma baixa maturidade tecnológica para usos específicos neste tipo de missão.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.15 – Resultados referentes ao Requisito 15.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT15
Solicitante	STK 18
Enunciado	O escudo deve ter a massa específica inferior à liga de Alumínio 6061-T6.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	O grupo deve utilizar a norma ISO 2106:2019 para avaliar as massas específicas do metal e a norma ISO 3521:2019 para o compósito do escudo.
Critério de aceitação	O requisito será aceito se o material suportar o tempo da missão e absorver até 25 Krad e manter 80% das suas propriedades mecânicas dureza, tensão de ruptura e módulo elásticos originais.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para tornar o escudo mais leve que o material atualmente empregado, liberando massa útil para os subsistemas.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.16 – Resultados referentes ao Requisito 16.

Tipo:	Funcionalidade
Categoria	Desejável
Código	RQT16
Solicitante	STK 18
Enunciado	O escudo deve ter ser capaz de ser moldado nas formas de envelopes pré-fabricados padronizados de proteção, que obedeçam às normas Cubesat.
Método de Verificação	Teste laboratorial.
Texto de Verificação	Moldagem de placas de $10,00\pm 0,02$ x $2,00\pm 0,02$ x $0,50\pm 0,02$ cm.
Critério de aceitação	O escudo será aceito se as placas serem moldadas e as tolerâncias das normas Cubesat Respeitadas.
Análise Racional	Este requisito é desejável para tornar o escudo mais leve que o material atualmente empregado, liberando massa útil para os subsistemas.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.17 – Resultados referentes ao Requisito 17.

Tipo:	Sistema
Categoria	Mandatário
Código	RQT17
Solicitante	STK 18
Enunciado	O projeto deve ser protegido por patentes.
Método de Verificação	O projeto deve ser submetido à patentes industriais no Mercosul.
Texto de Verificação	O material deve ser submetido à análise e ao posterior processo de patenteamento para proteção da propriedade intelectual dos autores.
Critério de aceitação	O requisito será aceito após a conclusão da patente de proteção intelectual ser concluída englobando o escopo do Mercosul.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para que a propriedade intelectual e os direitos de comercialização do projeto sejam dos designers do escudo.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.18 – Resultados referentes ao Requisito 18.

Tipo:	Sistema
Categoria	Desejável
Código	RQT18
Solicitante	STK 18
Enunciado	O projeto deve ser concluído até 2022.
Método de Verificação	Análise da TRL do Projeto deve atingir no mínimo nível 4 de maturidade.
Texto de Verificação	O projeto deve atender todos os requisitos de maturidade nível 4 de TRL.
Critério de aceitação	O requisito será aceito se o material atingir nível 4 de maturidade na escala TRL, sem exceções.
Análise Racional	Este requisito é necessário para disponibilizar o material ao uso em missões futuras do programa espacial brasileiro.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.19 – Resultados referentes ao Requisito 19.

Tipo:	Sistema
Categoria	Desejável
Código	RQT19
Solicitante	STK 06
Enunciado	O escudo deve ter propósito duplo, protetivo e estrutural
Método de Verificação	Ser aprovado nos testes descritos nos requisitos de 1 a 11.
Texto de Verificação	Se o material do escudo suportar as exigências impostas pelos testes solicitados pelos requisitos de 1 a 11 deste documento, ele poderá ser utilizado tanto como proteção, quanto como estrutura para os pico quanto os nano satélites.
Critério de aceitação	O requisito será aceito se o material atender aos requisitos de 1 a 11 descritos neste documento.
Análise Racional	Este requisito é desejável para disponibilizar mais funções de utilização do material em missões futuras do programa espacial brasileiro.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.20 – Resultados referentes ao Requisito 20.

Tipo:	Sistema
Categoria	Desejável
Código	RQT20
Solicitante	STK 06
Enunciado	O escudo deve atender aos requisitos descritos no documento Cubesat Design Specifications, proposto pela NASA.
Método de Verificação	Verificar de modo comparativo se o material atende aos requisitos descritos na norma da NASA.
Texto de Verificação	O grupo deve provar de modo prático ou simulacional que o material atende todos os requisitos descritos no documento da NASA.
Critério de aceitação	O requisito será aceito se o material atender aos requisitos de descrito no documento Cubesat Design Specifications, proposto pela NASA.
Análise Racional	Este requisito é desejável para disponibilizar mais funções de utilização do material em missões futuras do programa espacial brasileiro.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.



Tabela A.21 – Resultados referentes ao Requisito 21.

Tipo:	Sistema
Categoria	Desejável
Código	RQT21
Solicitante	STK 03
Enunciado	O escudo deve ser capaz de ser produzido dentro do território nacional.
Método de Verificação	Verificar se o Brasil possui todos os equipamentos e matérias primas para a produção do escudo,
Texto de Verificação	O grupo deve provar que o escudo pode ser feito utilizando somente o maquinário e tecnologias existentes dentro do Brasil.
Critério de aceitação	O requisito será aceito se o material puder ser produzido dentro do Brasil.
Análise Racional	Este requisito é desejável para evitar possíveis atrasos e paradas das missões devido à embargos econômicos.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.22 – Resultados referentes ao Requisito 22.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT22
Solicitante	STK 03
Enunciado	O escudo deve sobreviver ao ambiente radioativo espacial por até 1 ano nas órbitas de até 1000km de altura
Método de Verificação	Simulação através do software Oltaris.
Texto de Verificação	O grupo deve provar por meio simulacional que o material do escudo é capaz de sobreviver ao ambiente espacial radioativo em órbitas de 1000km por até 1 ano.
Critério de aceitação	O requisito será aceito se o material suportar o tempo da missão e absorver até 25 Krad
Análise Racional	Este requisito é mandatário para garantir a sobrevivência dos subsistemas do satélite durante o período da missão hipotética.
Responsável	STK01
Análise Racional	Este requisito é mandatário para garantir a sobrevivência dos subsistemas do satélite durante o período da missão hipotética.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

Tabela A.23 – Resultados referentes ao Requisito 23.

Tipo:	Desempenho
Categoria	Mandatário
Código	RQT23
Solicitante	STK 03
Enunciado	O escudo deve ser capaz de ser moldado.
Método de Verificação	Teste laboratorial
Texto de Verificação	O grupo deve provar que o material do escudo pode ser liquefeito e depois endurecido produzindo três amostras de planas de $10,00 \pm 0,02 \times 2,00 \pm 0,02 \times 0,50 \pm 0,02$ cm
Critério de aceitação	O material deve ser capaz de ser vertido no estado líquido em um molde e depois endurecido.
Análise Racional	Este requisito é mandatário para garantir a capacidade do material do escudo adquirir formas geométricas complexas.
Responsável	STK01
Análise Racional	Este requisito é mandatário para garantir a sobrevivência dos subsistemas do satélite durante o período da missão hipotética.
Responsável	STK01

Fonte: Produção do Autor.

**ANEXO B – RESULTADOS NUMÉRICOS DAS MEDIDAS DE MICROCAPACITÂNCIA DE TODAS AS ROTAS DE PROCESSAMENTO EM FUNÇÃO DA MASSA DE 0,01% DE NTC EM MASSA**

Este anexo apresenta os resultados das medidas de microcapacitância e as estatísticas descritivas dos corpos de provas feitos por todas as rotas de processamento, bem como da resina pura, afim de investigar e identificar quais as rotas que garantissem a melhor dispersão dos NTCs nas matrizes poliméricas. As Tabelas de B.1 até B.10 apresentam os resultados obtidos.

Tabela B.1 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras puras.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (nF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
PURA	1	328,61	334,18	323,14	328,64	5,52
PURA	2	336,14	340,02	335,71	337,29	2,37
PURA	3	340,01	354,16	337,16	343,78	9,10
PURA	4	337,15	342,06	331,14	336,78	5,47
PURA	5	351,2	340,98	346,1	346,09	5,11
PURA	6	337,59	348,12	350,12	345,28	6,73
PURA	7	321,98	336,76	329,54	329,43	7,39
Desvio Padrão total		8,64				mF
Média Total		338,18				mF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela B.2 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R1.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R1	1	98,13	87,19	107,2	97,51	10,02
R1	2	124,21	104,2	111,4	113,27	10,14
R1	3	90,12	131,4	110,2	110,57	20,64
R1	4	113,47	137,17	93,56	114,73	21,83
R1	5	87,26	90,12	114,91	97,43	15,21
R1	6	89,01	102,45	130,2	107,22	21,01
R1	7	137,8	87,48	89,16	104,81	28,58
Desvio Padrão total		17,44				mF
Média Total		106,51				mF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela B.3 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R2.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R2	1	86,25	77,41	98,1	87,25	10,38
R2	2	90,24	109,68	94,32	98,08	10,25
R2	3	11,02	108,25	134,23	84,50	64,95
R2	4	77,2	88,9	127,5	97,87	26,32
R2	5	86,54	108,36	90,74	95,21	11,58
R2	6	70,65	84,12	107,02	87,26	18,39
R2	7	12,47	104,25	134,22	83,65	63,44
Desvio Padrão total		31,59				mF
Média Total		90,55				mF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela B.4 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R3.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R3	1	112,74	135,47	120,1	122,77	11,60
R3	2	120,74	95,64	138,35	118,24	21,46
R3	3	146,21	170,5	135,4	150,70	17,98
R3	4	154,2	134,24	127,65	138,70	13,82
R3	5	154,16	125,1	156,7	145,32	17,56
R3	6	164,2	178,6	145,22	162,67	16,74
R3	7	164,57	118,3	87,1	123,32	38,98
Desvio Padrão total		23,89				mF
Média Total		137,39				mF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela B.5 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R4.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R4	1	87,35	151,26	120,3	119,64	31,96
R4	2	102,15	145,1	155,84	134,36	28,41
R4	3	87,35	94,57	82,4	88,11	6,12
R4	4	102,15	124,65	113,24	113,35	11,25
R4	5	87,21	145,21	120,1	117,51	29,09
R4	6	102,24	145,2	137,21	128,22	22,85
R4	7	94,2	109,36	90,47	98,01	10,00
Desvio Padrão total		24,17				mF
Média Total		114,17				mF

Fonte: Produção do Autor.



Tabela B.6 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R5.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R5	1	45,25	35,67	50,12	43,68	7,35
R5	2	56,14	87,20	64,51	69,28	16,07
R5	3	84,25	98,15	102,40	94,93	9,49
R5	4	54,29	68,94	99,10	74,11	22,85
R5	5	103,54	84,69	98,84	95,69	9,81
R5	6	98,45	100,47	71,28	90,07	16,30
R5	7	64,58	108,10	134,65	102,44	35,38
Desvio Padrão total		25,16				mF
Média Total		81,46				mF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela B.7 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R6.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R6	1	98,15	64,51	54,29	72,32	22,95
R6	2	68,94	102,4	103,54	91,63	19,66
R6	3	84,69	99,1	98,45	94,08	8,14
R6	4	84,25	68,94	102,4	85,20	16,75
R6	5	54,29	84,69	99,1	79,36	22,88
R6	6	103,54	45,25	123,45	90,75	40,64
R6	7	74,11	100,47	71,28	81,95	16,10
Desvio Padrão total		20,58				mF
Média Total		85,04				mF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela B.8 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R7.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R7	1	54,12	101,25	198,25	117,87	73,49
R7	2	103,21	57,25	124,91	95,12	34,55
R7	3	78,45	246,21	174,65	166,44	84,18
R7	4	184,69	203,54	125,74	171,32	40,59
R7	5	168,12	200,6	168,94	179,22	18,52
R7	6	179,65	120,18	148,64	149,49	29,74
R7	7	265,1	158,65	216,32	213,36	53,29
Desvio Padrão total		57,84				mF
Média Total		156,12				mF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela B.9 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R8.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R8	1	45,87	56,74	50,98	51,20	5,44
R8	2	54,21	49,35	57,12	53,56	3,93
R8	3	44,87	36,14	48,67	43,23	6,42
R8	4	42,99	49,35	40,12	44,15	4,72
R8	5	42,99	50,7	41,86	45,18	4,81
R8	6	44,69	47,87	52,3	48,29	3,82
R8	7	41,98	46,46	46,12	44,85	2,49
Desvio Padrão total		5,39				mF
Média Total		47,21				mF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela B.101 - Média das medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R9.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (mF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R9	1	37,98	44,98	42,8	41,92	3,58
R9	2	38,4	31,98	39,01	36,46	3,89
R9	3	40,61	39,01	43,2	40,94	2,11
R9	4	33,36	39,02	37,46	36,61	2,92
R9	5	40,77	38,22	40,06	39,68	1,32
R9	6	36,98	35,1	36,46	36,18	0,97
R9	7	38,2	44,2	37,22	39,87	3,78
Desvio Padrão total		3,29				mF
Média Total		38,81				mF

Fonte: Produção do Autor.

## ANEXO C – RESULTADOS NUMÉRICOS DAS MEDIDAS DE MICROCAPACITÂNCIA DAS ROTAS R8 E R9

Esta anexo apresenta os resultados numéricos e os tratamentos estatísticos das medidas de microcapacitâncias coletadas para as amostras R8 e R9 em função da massa de NTCs. As Tabelas C1, C2 e C3 apresentam os resultados obtidos nestes experimentos.

Tabela C.1 - Medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R8 e R9 com composição de 0,05% de nanotubos de carbono em massa.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (nF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R8	1 - 0,05%	148,23	158,24	155,4	153,96	5,16
R8	2 - 0,05%	157,98	151,71	158,62	156,10	3,82
R8	3 - 0,05%	151,4	154,25	149,2	151,62	2,53
R8	4 - 0,05%	149,1	160,2	155,16	154,82	5,56
R8	5 - 0,05%	140,87	148,69	141,54	143,70	4,33
R8	6 - 0,05%	152,81	156,4	160,27	156,49	3,73
R8	7- 0,05%	148,28	153,73	155,98	152,66	3,96
Desvio Padrão total		5,46				nF
Média Total		130,59				nF
R9	1 - 0,05%	202,87	224,87	209,96	212,57	11,23
R9	2 - 0,05%	187,57	230,41	191,64	203,21	23,65
R9	3 - 0,05%	223,57	218,46	201,98	214,67	11,28
R9	4 - 0,05%	217,65	231,8	227,2	225,55	7,22
R9	5 - 0,05%	215,87	210,39	191,21	205,82	12,95
R9	6 - 0,05%	187,4	206,19	178,45	190,68	14,16
R9	7- 0,05%	227,43	199,7	205,35	210,83	14,65
Desvio Padrão total		15,81				nF
Média Total		209,05				nF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela C.2 - Medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R8 e R9 com composição de 0,1% de nanotubos de carbono em massa.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (nF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R8	1 - 0,1%	411,47	428,14	415,96	418,52	8,63
R8	2 - 0,1%	452,14	432,08	450,1	444,77	11,04
R8	3 - 0,1%	474,28	470,67	468,26	471,07	3,03
R8	4 - 0,1%	441,25	428,14	421,86	430,42	9,89
R8	5 - 0,1%	453,35	460,24	447,18	453,59	6,53
R8	6 - 0,1%	432,19	430,74	441,274	434,73	5,71
R8	7 - 0,1%	427,13	431,28	433,39	430,60	3,18
Desvio Padrão total		17,74				nF
Média Total		440,53				nF
R9	1 - 0,1%	442,81	432,5	437,81	437,71	5,16
R9	2 - 0,1%	440,64	448,7	441,85	443,73	4,35
R9	3 - 0,1%	438,14	443,57	448,2	443,30	5,04
R9	4 - 0,1%	456,2	451,87	439,58	449,22	8,62
R9	5 - 0,1%	443,26	448,1	445,12	445,49	2,44
R9	6 - 0,1%	452,81	431,2	436,27	440,09	11,30
R9	7 - 0,1%	471,68	468,25	460,59	466,84	5,68
Desvio Padrão total		10,72				nF
Média Total		446,63				nF

Fonte: Produção do Autor.

Tabela C.3 - Medidas da Capacitância para o conjunto de amostras da rota R8 e R9 com composição de 10% de nanotubos de carbono em massa.

Rota	Espécime	Média das medidas da Capacitância (pF)				
		X	Y	Z	Média	Desvio Padrão
R8	1 - 10%	798,57	771,28	780,12	783,32	13,92
R8	2 - 10%	760,25	768,21	769,65	766,04	5,06
R8	3 - 10%	785,39	781,84	787,9	785,04	3,04
R8	4 -10%	748,21	735,88	765,38	749,82	14,82
R8	5 -10%	772,99	770,2	791,83	778,34	11,77
R8	6 -10%	754,14	771,76	732,81	752,90	19,50
R8	7- 10%	708,27	740,22	715,74	721,41	16,71
Desvio Padrão total		24,43				pF
Média Total		762,41				pF
R9	1 - 100%	1491,28	1456,37	1521,07	1489,57	32,38
R9	2 -10%	1476,32	1481,49	1490,65	1482,82	7,26
R9	3 - 10%	1501,95	1509,33	1487,87	1499,72	10,90
R9	4 - 10%	1498,67	1510,07	1489,36	1499,37	10,37
R9	5 - 10%	1466,71	1497,25	1499,07	1487,68	18,18
R9	6 - 10%	1499,03	1483,25	1493,33	1491,87	7,99
R9	7- 10%	1508,78	1466,19	1504,39	1493,12	23,43
Desvio Padrão total		16,15				pF
Média Total		1492,02				pF

Fonte: Produção do Autor.



## **ANEXO D – MODELO DO DOCUMENTO DE ENTREVISTA COM OS STAKEHOLDERS**

Preparado por: \_\_\_\_\_ Local \_\_\_\_\_ Data / /

Verificado por: \_\_\_\_\_ Local \_\_\_\_\_ Data / /

Validado por: \_\_\_\_\_ Local \_\_\_\_\_ Data / /

### **DOCUMENTO DE ENTREVISTA DOS INTERESSADOS INICIAIS**

O **entrevistador** realizará a entrevista procurando levantar as opiniões do **entrevistado** e o que ele/a deseja acerca da funcionalidade e qualidade de uma proteção multi camadas para satélites de pequeno porte orbitando em órbitas baixas. Também é pretendido capturar as restrições que o entrevistado tenha quanto ao produto (de diversas naturezas). O objetivo é saber o máximo possível acerca de como pensa o consumidor, isto fará parte de um banco de dados que permitirá o desenvolvimento de novos produtos mais ajustados ao perfil do consumidor.

**Planejamento:** Marcar uma agenda de entrevistas com os interessados iniciais identificados.

Da coleta das informações:

**Tempo de realização de entrevista:** 30-35 minutos. Sinalizando pelo observador.

O próprio **entrevistador** registrará as informações coletadas.

O observador deverá registrar suas observações para poder, após o término da entrevista, poder comentar como foi a abordagem realizada pelo observador, indicando pontos positivos e pontos a melhorar, procurando sugerir alternativas para melhoria do processo de entrevista.

### **DOCUMENTO DE ENTREVISTA DOS INTERESSADOS INICIAIS**

O **entrevistador** realizará a entrevista procurando levantar as opiniões do **entrevistado** e o que ele/a deseja acerca da funcionalidade e qualidade de uma proteção de camadas múltiplas para satélites de pequeno porte em órbitas baixas. Também é pretendido capturar as restrições que o entrevistado tenha quanto ao produto (de diversas naturezas). O objetivo é saber o máximo possível acerca de como pensa o consumidor, isto fará parte de um banco de dados que permitirá o desenvolvimento de novos produtos mais ajustados ao perfil do consumidor.

**Planejamento:** Marcar uma agenda de entrevistas com os interessados iniciais identificados.

Da coleta das informações:

**Tempo de realização de entrevista:** 30-35 minutos. Sinalizando pelo observador.

O próprio **entrevistador** registrará as informações coletadas.

O observador deverá registrar suas observações para poder, após o término da entrevista, poder comentar como foi a abordagem realizada pelo observador, indicando pontos positivos e pontos a melhorar, procurando sugerir alternativas para melhoria do processo de entrevista.

### Informações da Entrevista

<b>Nome completo do entrevistado</b>	
<b>Instituição do entrevistado</b>	
<b>Departamento do entrevistado</b>	
<b>Cargo do entrevistado</b>	
<b>Data da entrevista</b>	
<b>Nome completo do entrevistador</b>	
<b>Nome completo do observador</b>	

Eu, que assino abaixo, permito que as informações da entrevista sejam utilizadas como banco de dados do projeto “Escudo biomimético” ( ) sim ( ) não

## Perguntas e respostas da entrevista:

**1- Na sua visão, existe alguma necessidade funcional do projeto?**

---

---

---

---

---

---

---

**2. Na sua visão, existe alguma necessidade ou conceito operacional do projeto?**

---

---

---

---

---

---

---

**3. Na sua Visão, existe alguma restrição de projeto?**

---

---

---

---

---

---

---

**4. Na sua visão, existe restrição ao projeto?**

---

---

---

---

---

---

---

**5. Existe algum desejo, mesmo que não necessário, que o senhor(a) identifica como algo vantajoso?**

---

---

---

---

---

---

---

---

**6. Na sua visão, existe a necessidade de sigilo tecnológico?**

---

---

---

---

---

---

---

---

**7. Na sua visão, existe algum prazo adequado para a conclusão do projeto?**

---

---

---

---

---

---

---

---

**8. Na visão da direção, existe alguma restrição quanto ao custo final de desenvolvimento do projeto MBS? (comparativo ou geral)**

---

---

---

---

---

---

---

---

**9. Na sua visão, existe alguma recomendação para entrevistas ou outros stakeholders institucionais ligados à parte técnica?**

---

---

---

---

---

---

---

**10. Na sua visão, existe alguma ideia que esta considera apropriada e construtiva para contribuir com o projeto?**

---

---

---

---

---

---

---