



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/04.08.17.42-TDI

**PROCESSO DE REFERÊNCIA PARA O
DESENVOLVIMENTO DA ARQUITETURA DE
SISTEMAS DE PICO E NANOSATÉLITES**

Lucas Lopes Costa

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Geilson Loureiro, aprovada em 23 de abril de 2015.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3JA39H2>>

INPE
São José dos Campos
2015

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

**COMISSÃO DO CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO
DA PRODUÇÃO INTELECTUAL DO INPE (DE/DIR-544):****Presidente:**

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Membros:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Dr. Amauri Silva Montes - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas
(CEA)

Dr. Joaquim José Barroso de Castro - Centro de Tecnologias Espaciais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos
(CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Clayton Martins Pereira - Serviço de Informação e Documentação (SID)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Simone Angélica Del Duca Barbedo - Serviço de Informação e Documentação
(SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Marcelo de Castro Pazos - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/04.08.17.42-TDI

**PROCESSO DE REFERÊNCIA PARA O
DESENVOLVIMENTO DA ARQUITETURA DE
SISTEMAS DE PICO E NANOSATÉLITES**

Lucas Lopes Costa

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Geilson Loureiro, aprovada em 23 de abril de 2015.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3JA39H2>>

INPE
São José dos Campos
2015

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Costa, Lucas Lopes.

C823p Processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nanosatélites / Lucas Lopes Costa. – São José dos Campos : INPE, 2015.

xxiv + 193 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/04.08.17.42-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2015.

Orientador : Dr. Geilson Loureiro.

1. Pico e nanosatélites. 2. Engenharia de sistemas.
3. Desenvolvimento de arquitetura. I.Título.

CDU 629.783:629.7.06

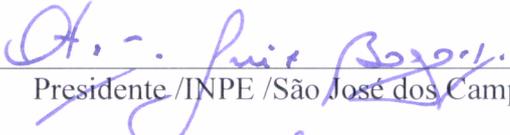


Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

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

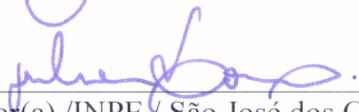
Aprovado pela Banca Examinadora em cumprimento a requisito exigido para a obtenção do Título de **Mestre em ETE/Gerenciamento de Sistemas Espaciais.**

Dr. Otávio Luiz Bogossian



Presidente /INPE /São José dos Campos - SP

Dr. Geilson Loureiro



Orientador(a) /INPE /São José dos Campos - SP

Dr. Rogério Atem de Carvalho



Convidado /IFF / Campos dos Goytacazes-RJ

Este trabalho foi aprovado por:

- maioria simples.
- unanimidade.

Título: “PROCESSO DE REFERÊNCIA PARA O DESENVOLVIMENTO DA ARQUITETURA DE SISTEMAS DE PICO E NANOSATÉLITES”

Aluno (a): Lucas Lopes Costa

São José dos Campos, 23 de Abril de 2015.

“- Luqinhas: Faça tudo na vida, mas sempre com equilíbrio. Tudo que é demais não presta.”

Avô Sirio

A meus Pais e Esposa.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a oportunidade de realizar este trabalho a todas as pessoas queridas e organizações de suporte:

Ao meu orientador, Dr. Geilson Loureiro pelo apoio ao desenvolvimento deste trabalho e aprendizados contínuos.

Aos professores do curso, principalmente: Dr. Petrônio, Dr. Marcelo Lopes, Dra. Ana Ambrósio, Dr. Adalberto pelos ensinamentos técnicos em disciplinas; e apoio administrativo: Edleusa do CSE/ETE na eficiência com o cumprimento de documentações e burocracias da pós-graduação.

À CAPES pelo apoio financeiro.

Ao INPE e Pós-Graduação pela infraestrutura e oportunidade.

Aos colegas do LSIS e LIT: Brenda, Karina, Renato, Jonas, Hernán, Cleber e Mateus pelos ensinamentos, desenvolvimento de projetos e discussões técnicas.

Aos colegas de trabalho do INPE pelo incentivo e valorização ao trabalho.

Aos amigos Dr. Nelson e Dr. Otávio pelo apoio no meu desenvolvimento pessoal e profissional, incentivo e conselho ao desenvolvimento deste trabalho.

A minha família: principalmente a meus pais Osmar e Sandra pelo apoio e amor incondicional em qualquer momento e circunstância que, mesmo à distância de casa, nunca faltou. A meus irmãos Rafael e Mateus pelas longas discussões sobre caminhos profissionais.

A minha esposa Franciele pelo amor, carinho, convivência em todos os momentos desta jornada.

Aos amigos das repúblicas 601-Samambaia: Eduardo, Rubens, Dudi e Ceará;
e 122-Esplanada: Tardelli, Feksa, Cassio, Zé, com quem morei; ao restante da
gauchada residente em São José dos Campos pela parceria.

RESUMO

Este trabalho tem por objetivo apresentar um processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nano-satélites. Missões espaciais de pico e nano-satélites têm sido desenvolvidas com maior frequência em organizações de ensino no Brasil e no Mundo desde o desenvolvimento de plataformas padrão e crescimento de oportunidades de lançamento. Projetos de pico/nano-satélites são novos desenvolvimentos na área de programas de satélites e os processos de desenvolvimento e abordagens tradicionais de engenharia podem não ser apropriados para satélites menores. O processo proposto concilia a necessidade de simplicidade, baixo custo, prazo reduzido e pouca experiência dos participantes com os resultados e atividades de engenharia de sistemas essenciais no desenvolvimento de um satélite. O trabalho apresenta o escopo do processo proposto assim como o seu detalhamento em microatividades apresentando o processo de pensamento para o desenvolvimento de cada atividade, ferramentas propostas de utilização e as saídas individuais esperadas. Ainda apresenta a aplicação do processo proposto em um projeto desta natureza, apresentando as dificuldades e lições aprendidas neste desenvolvimento, e também a comparação do processo proposto frente a outros processos de mesma natureza e também de organizações tradicionais no desenvolvimento de sistemas espaciais. Em conclusão o processo proposto atende aos objetivos esperados do trabalho e espera-se sua utilização e evolução como parte do processo de engenharia de sistemas de pico e nano-satélites.

PICO AND NANOSATELLITE SYSTEM ARCHITECTURE DEVELOPMENT PROCESS

ABSTRACT

This thesis objective is to present a pico and nano-satellite system architecture reference process. The pico and nano-satellites space missions have been more often developed in education institutes in Brasil and Worldwide since the standard platforms have born and launch opportunities growth. Pico and nano-satellites projects are a new development in the domain of traditional spacecraft programs and traditional engineering development process and practices may not be appropriate on the smaller spacecraft. The suggested process conciliate the simplicity need, low cost, reduced schedule and the participants little experience with the results and essential system engineering activities for a satellite development. The thesis presents the suggested process scope as well as its detailed micro activities components through the thinking strategy used for each activity development, suggested tolls and their individual output. The thesis also presents the suggested process application for a pico-satellite project, showing the difficulties and lessons learned. Also presents the suggested process comparison with other process of the same nature and from traditional space system development organizations. In conclusion the suggested process comply with the expected objectives and hope that its using and evolution be part of the system engineering process for pico and nano-satellite development.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 - Áreas do conhecimento para o desenvolvimento de um sistema espacial segundo a ECSS.....	9
Figura 2.2 - Divisão funcional e interfaces da Engenharia de Sistemas adotada pela ECSS.	12
Figura 2.3 - Modelo Vê de desenvolvimento da Engenharia de Sistemas.	14
Figura 2.4 - Processo de engenharia de sistemas da SMC.....	16
Figura 2.5 - Processo de engenharia de sistemas adotado pela ECSS.....	18
Figura 2.6 - Processo de engenharia de sistemas adotado pela NASA.	20
Figura 3.1 - Divisão funcional do processo de engenharia de sistemas adotado para o desenvolvimento do Delfi-C3.	31
Figura 4.1 - Divisão funcional proposta das atividades de Engenharia de Sistemas...	41
Figura 4.2 - Estrutura de documentação proposta dos planos de desenvolvimento da Engenharia de Sistemas.	44
Figura 4.3 - Estrutura do macro processo de engenharia de sistemas com detalhamento de subatividades atuantes do desenvolvimento técnico.	47
Figura 4.4 - Diagrama representativo do macro processo de engenharia de sistemas proposto.....	48
Figura 5.1 - Modelo do diagrama de blocos das atividades.	51
Figura 5.2 - Diagrama de blocos da atividade de identificação de necessidades.	52
Figura 5.3 – Fluxograma de relacionamento das microatividades da identificação de necessidades.	53
Figura 5.4 - Diagrama de blocos da atividade de definição da missão.	60
Figura 5.5 – Fluxograma de relacionamento das subatividades da definição da missão.	61

Figura 5.6 - Fluxograma de relacionamento das micro atividades da análise de stakeholders de missão.....	63
Figura 5.7 - Fluxograma de relacionamento das microatividades da análise de missão.	67
Figura 5.8 - Exemplo de decomposição funcional da missão em nível 1.	68
Figura 5.9 – Exemplo de diagrama de blocos de fluxo funcional da missão em nível 1.	69
Figura 5.10 – Exemplo de conceito operacional de missão científica.....	71
Figura 5.11 – Exemplo de diagrama de transição de modos da missão.....	72
Figura 5.12 - Fluxograma das iterações das micro atividades da arquitetura de missão.....	75
Figura 5.13 - Exemplo de arquitetura física de uma missão espacial.	76
Figura 5.14 – Exemplo de alocação funcional para uma missão CubeSat.....	77
Figura 5.15 – Exemplo árvore de alternativas dos elementos da arquitetura da missão.....	86
Figura 5.16 – Exemplo de diagrama de contexto para identificação de interfaces do elemento espacial.....	88
Figura 5.17 – Exemplo de diagrama N ² com identificação de interfaces entre o segmento espacial e os elementos da arquitetura da missão.....	89
Figura 5.18 - Diagrama de blocos da atividade definição do sistema.....	94
Figura 5.19 - Fluxograma de relacionamento das subatividades da definição do sistema.....	95
Figura 5.20 - Principais direcionadores/restrições de projeto para CubeSats.....	96
Figura 5.21 - Fluxograma das iterações das microatividades da análise do ciclo de vida do sistema.....	97
Figura 5.22 - Exemplo de processos e cenários do ciclo de vida de um CubeSat.....	99
Figura 5.23 - Fluxograma das iterações das microatividades da análise de stakeholders do sistema.	101

Figura 5.24 - Exemplo de diagrama de contexto para identificação de stakeholders dos elementos da arquitetura da missão.....	102
Figura 5.25 - Modelo de diagrama IDEF0 para identificação de stakeholders dos cenários dos processos do ciclo de vida.....	104
Figura 5.26 – Exemplo do ciclo de vida de um sistema CubeSat simplificado para identificação de stakeholders.....	104
Figura 5.27 - Fluxograma das iterações das microatividades da análise funcional do sistema.....	113
Figura 5.28 – Exemplos de diagramas de identificação funcional de alto nível para um CubeSat. (A) – diagrama de contexto; (B) – diagrama de fluxo de dados.	115
Figura 5.29 – Exemplo do diagrama de contexto de um CubeSat para o cenário de inspeção e verificação pós-transporte.	117
Figura 5.30 – Exemplo de DCD de um CubeSat para o cenário de inspeção e verificação pós-transporte.	118
Figura 5.31 – Exemplo de DCC de um CubeSat para o cenário de inspeção e verificação pós-transporte.	119
Figura 5.32 – Modelo de diagrama contexto com identificação de atributos e valores de fluxos e elementos dos cenários do ciclo de vida.	121
Figura 5.33 - Modelo de diagrama de transição de modos.	122
Figura 5.34 – Exemplo de diagrama de contexto para um CubeSat em modo operação nominal.	124
Figura 5.35 – Exemplo de diagrama de fluxo de dados inicial para um CubeSat em operação nominal.....	125
Figura 5.36 - Exemplo de decomposição funcional inicial para um CubeSat em modo operação nominal.....	125
Figura 5.37 - Exemplo de diagrama de fluxo de controle inicial para um CubeSat em operação nominal.....	128
Figura 5.38 - Exemplo de diagrama de transição de estados para um CubeSat em operação.	130
Figura 5.39 - Fluxograma das iterações das microatividades da definição da arquitetura do sistema.	133
Figura 5.40 – Exemplo de arquitetura física genérica de um pico ou nano-satélite.	135

Figura 5.41 – Exemplo de arquitetura funcional genérica de um pico ou nano-satélite.	137
Figura 5.42 - Modelo do diagrama de contexto de arquitetura - DCA.....	145
Figura 5.43 – Modelo do diagrama de fluxo de arquitetura – DFA.....	146
Figura 5.44 – Modelo de diagrama de interconexão de arquitetura – DIA.....	147
Figura 5.45 - Exemplo de diagrama de blocos do sistema CubeSat.....	151
Figura 6.1 - Processo de engenharia de sistemas aplicado na Missão AESP-14.	158
Figura 6.2 - <i>Drivers</i> para o desenvolvimento do sistema AESP-14.	159
Figura B.1 – Estratégia para identificação de requisitos da missão e declaração da missão.	187
Figura B.2 – Modelos da identificação da arquitetura e conceito operacional da missão.	188
Figura B.3 – Estratégia para identificar os requisitos do sistema de interesse (satélite).....	188
Figura B.4 – Exemplo do ciclo de vida de um satélite.....	189
Figura B.5 – Modelos da análise funcional.....	189
Figura B.6 – Modelo de alocação funcional.	190
Figura B.7 – Modelo de apresentação da arquitetura de um satélite.	190
Figura B.8 – Estratégia de identificação e desdobramento de requisitos de subsistemas.....	191

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 - Importantes datas da origem da Engenharia de Sistemas.....	11
Tabela 2.2 - Classificação de satélites de acordo com sua massa.....	23
Tabela 2.3 – Exemplos de iniciativas de projetos de pequenos satélites no Brasil.	25
Tabela 4.1 - Cronograma de realização de documentação do desenvolvimento técnico.	49
Tabela 4.2 - Detalhamento do conteúdo da documentação do desenvolvimento técnico proposto.....	50
Tabela 5.1 – Exemplo de possíveis alternativas de solução para o elemento órbita e trajetória para a missão de um CubeSat.....	85
Tabela 5.2 - Exemplo de um documento de controle de interface.....	90
Tabela 5.3 - Exemplos de stakeholders para um sistema CubeSat derivados da arquitetura da missão.	103
Tabela 5.4 - Exemplos de stakeholders para um sistema CubeSat derivados dos cenários/processos do ciclo de vida.....	105
Tabela 5.5 – Exemplos de interesses de stakeholders para um sistema CubeSat.....	107
Tabela 5.6 - Exemplo de aplicação do método Goal Question Metric.....	109
Tabela 5.7 - Modelo de planilha para identificação de modos operacionais do sistema.	121
Tabela 5.8 - Lista de eventos capturados do diagrama de contexto para um CubeSat em modo operação nominal.	124
Tabela 5.9 - Exemplo de Identificação de estados para um CubeSat em operação.	129
Tabela 5.10 - Exemplo de definição de valor a um atributo de função do sistema.....	131
Tabela 5.11 - Exemplo de planilha morfológica no desenvolvimento de um satélite.	140

Tabela 5.12 - Exemplo de análise de decisão para banda de comunicação – <i>downlink</i> de um pico ou nano-satélite.	142
Tabela 5.13 - Exemplo de diagrama N ² genérico para um satélite.	149
Tabela 5.14 – Modelo de uma folha de alocação de requisitos – RAS.	152
Tabela 7.1 - Comparação entre os processos: Stakeholder Expectations Definition (NASA) e Identificação de Necessidades (pico e nano-satélites).....	166
Tabela 7.2 - Comparação entre os processos: Technical Requirements Definition (NASA) e Definição da Missão (pico e nano-satélites).	167
Tabela 7.3 - Comparação entre os processos: Logical Decomposition e Design Solution Definition (NASA) e Definição do Sistema (pico e nano-satélites).....	168
Tabela A.1 – Modelo de documentação da identificação de necessidades.	185
Tabela B.1 – Modelo adaptado de documentação da identificação de stakeholders e requisitos.	187
Tabela B.2 – Modelo de identificação de interfaces do satélite.	190

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1	INTRODUÇÃO.....1
1.1.	Motivação..... 1
1.2.	Objetivo Geral 2
1.3.	Objetivos Específicos 3
1.4.	Metodologia 3
1.5.	Estrutura da dissertação..... 4
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....7
2.1.	Sistemas espaciais 7
2.2.	Desenvolvimento de sistemas espaciais 8
2.3.	Engenharia de Sistemas..... 9
2.3.1.	Funções e escopo da Engenharia de Sistemas 11
2.3.2.	Modelo Vê da Engenharia de Sistemas 13
2.3.3.	Processos de Engenharia de Sistemas 15
2.3.4.	Desenvolvimento da Arquitetura 21
2.3.5.	Pequenos satélites..... 22
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA27
3.1.	BEESAT-2 27
3.2.	Delfi-C3 30
4	DESENVOLVIMENTO DE SISTEMAS DE PICO E NANO-SATÉLITES37
4.1.	Necessidades identificadas em projetos de pico e nano-satélites em ambiente universitário 38
4.2.	Processo de engenharia de sistemas para pico e nano-satélites..... 39
4.3.	Processo de desenvolvimento de arquitetura de sistemas de pico e nano-satélites 43
4.3.1.	Aplicabilidade 44
4.3.2.	Estrutura global do processo proposto 45
4.3.3.	Documentos..... 49

5	DESCRIÇÃO DETALHADA DO PROCESSO	51
5.1.	Identificação de necessidades.....	51
5.1.1.	Identificação de stakeholders principais de missão	54
5.1.2.	Identificação de expectativas de stakeholders principais de missão	55
5.1.3.	Identificação e definição de necessidades de stakeholders principais de missão	57
5.1.4.	Análise, sintetização e validação de requisitos de stakeholders principais de missão	58
5.2.	Definição da missão (sistema espacial).....	59
5.2.1.	Análise de stakeholders de missão.....	61
5.2.2.	Análise de missão	66
5.2.2.1.	Análise funcional da missão.....	67
5.2.2.2.	Identificação e análise de alternativas do conceito operacional da missão.....	69
5.2.2.3.	Análise de modos de operação da missão.....	71
5.2.2.4.	Identificação de requisitos de missão.....	73
5.2.3.	Arquitetura de missão	74
5.2.3.1.	Identificação e alocação funcional da missão aos elementos da arquitetura física	76
5.2.3.2.	Identificação dos elementos da arquitetura da missão, seus requisitos e restrições	78
5.2.3.3.	Identificação das alternativas de solução para os elementos da arquitetura da missão	83
5.2.3.4.	Identificação das interfaces entre os elementos da missão.....	87
5.2.3.5.	Análise dos elementos da arquitetura da missão.....	90
5.2.3.6.	Identificação de requisitos de missão.....	91
5.2.4.	Análise do ciclo de vida da missão.....	92
5.3.	Definição do Segmento (sistema de interesse).....	93
5.3.1.	Análise do Ciclo de Vida do Sistema	96
5.3.2.	Análise de Stakeholders do Sistema.....	100
5.3.2.1.	Identificação de stakeholders dos elementos da arquitetura da missão	101
5.3.2.2.	Identificação de stakeholders dos cenários dos processos do ciclo de vida ...	103
5.3.2.3.	Identificação e definição de interesses dos stakeholders do sistema.....	106
5.3.2.4.	Análise, síntese e validação de requisitos de stakeholders de sistema.....	107

5.3.2.5.	Identificação de requisitos de sistema	110
5.3.3.	Análise Funcional do Sistema	110
5.3.3.1.	Identificação das funções de alto nível do sistema	113
5.3.3.2.	Análise de contexto dos cenários dos processos do ciclo de vida.....	116
5.3.3.3.	Análise de circunstâncias e modos	119
5.3.3.4.	Identificação de funções essenciais.....	122
5.3.3.5.	Análise de estados e caracterização funcional	126
5.3.3.6.	Definição dos requisitos do sistema	131
5.3.4.	Definição da Arquitetura do Sistema	132
5.3.4.1.	Identificação e decomposição de elementos físicos do sistema – Arquitetura Física	133
5.3.4.2.	Identificação e decomposição das funções do sistema – Arquitetura Funcional	136
5.3.4.3.	Alocação funcional aos componentes físicos do sistema	138
5.3.4.4.	Identificação de alternativas de solução para os componentes do sistema	139
5.3.4.5.	Análise de decisão dos componentes do sistema	141
5.3.4.6.	Definição da arquitetura do sistema	142
5.4.	Desenvolvimento de Subsistemas.....	153
6	APLICAÇÃO DO PROCESSO NO DESENVOLVIMENTO DE ARQUITETURA NO PROJETO AESP14	155
6.1.	Projeto AESP14.....	155
6.2.	Aplicação do processo no desenvolvimento da arquitetura.....	156
7	ANÁLISE DE RESULTADOS	163
7.1.	Processo proposto segundo referências tradicionais da área espacial	163
7.2.	Processo proposto segundo casos externos	170
7.3.	Aplicação do processo no desenvolvimento de arquitetura.....	173
7.3.1.	Lições Aprendidas.....	173
8	CONCLUSÃO	175
8.1.	Objetivos atendidos.....	175
8.2.	Contribuições	176
8.3.	Limitações.....	176
8.4.	Pesquisas futuras.....	176

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	179
APÊNDICE A - MODELO DE DOCUMENTAÇÃO DA IDENTIFICAÇÃO DE NECESSIDADES.....	185
APÊNDICE B – PROCESSO ESSENCIAL PARA O DESENVOLVIMENTO TÉCNICO DE PICO E NANOSATÉLITES	187
ANEXO A – ANÁLISE DE STAKEHOLDERS E REQUISITOS DE MISSÃO	193
ANEXO B – ANÁLISE DE MISSÃO	207
ANEXO C – DESCRIÇÃO DA ARQUITETURA OPERACIONAL DA MISSÃO.....	229
ANEXO D – REQUISITOS DE SISTEMA	239
ANEXO E – ARQUITETURA DO SISTEMA E DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS	259
ANEXO F – PLANO DE ENGENHARIA DE SISTEMAS.....	283

1 INTRODUÇÃO

Este trabalho aborda processos de engenharia de sistemas aplicados ao desenvolvimento de pequenos satélites. O objetivo do trabalho é propor um processo de referência para o desenvolvimento de arquitetura de sistemas para pico e nano-satélites. O processo de arquitetura de sistemas é parte das atividades da disciplina de Engenharia de Sistemas (desenvolvimento técnico) e abrange desde a identificação das necessidades de stakeholders e análise de missão até à especificação dos requisitos de subsistemas.

O processo de referência é apresentado de forma textual e gráfica com o objetivo de apresentar um guia detalhado de desenvolvimento, possibilitando sua utilização por aprendizes da disciplina de Engenharia de Sistemas espaciais.

O desenvolvimento do trabalho está integrado à situação atual do INPE quanto ao desenvolvimento de pico e nano-satélites. Atualmente, o instituto é a referência principal do Brasil detentora de conhecimentos no desenvolvimento de sistemas espaciais em parcerias junto a organizações de ensino, cujas iniciativas de desenvolvimento de pico e nano-satélites tem incentivado o desenvolvimento de estudos para estas aplicações.

1.1. Motivação

O desenvolvimento de projetos de pequenos satélites, principalmente em ambiente universitário, tem emergido no Brasil de forma significativa nos últimos anos, tendo o INPE como principal base referencial no desenvolvimento de sistemas espaciais.

Os processos de engenharia de sistemas adotados hoje pelo INPE não estão devidamente documentados e não são facilmente adaptáveis ou aplicáveis no

desenvolvimento de pequenos satélites devido a sua complexidade, robustez e utilização de conceitos, métodos e ferramentas antigas.

Segundo Almeida (2011) a Engenharia de Sistemas evoluiu muito nas duas últimas décadas no cenário mundial e novos processos, métodos e ferramentas foram criados, no entanto, essa evolução não ocorreu no INPE. A introdução de microcomputadores nas atividades do INPE, a partir dos anos 1990, provocou uma rápida evolução, entretanto, a Engenharia de Sistemas entrou em um período de estabilidade, não incorporando as novas tecnologias.

Uma alternativa para o desenvolvimento dos pequenos satélites em ambiente universitário é a utilização de processos, conceitos e ferramentas de engenharia de sistemas disponíveis por algumas organizações de grande maturidade no desenvolvimento de sistemas espaciais como a NASA, ESA e DoD. O grande desafio na utilização dessas referências é o tempo e experiência necessários para a adaptação desses processos a serem utilizados em projetos de pequenos satélites envolvendo poucos recursos.

A motivação principal do trabalho é conciliar a necessidade de simplicidade, baixo custo, prazo reduzido e pouca experiência dos participantes do projeto com os resultados e atividades de engenharia de sistemas essenciais no desenvolvimento de um produto espacial. A intenção é produzir um guia do processo de desenvolvimento técnico que compreende o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nano-satélites que possa ser reutilizado por interessados em desenvolver outros projetos dessa natureza. Dado o apoio e interesse do INPE no desenvolvimento de pico e nano-satélites, este processo de referência está de acordo com as estratégias de pesquisa e inovação da organização.

1.2. Objetivo Geral

O objetivo geral do trabalho é apresentar a aplicação de conceitos de Engenharia de Sistemas em projetos de pequenos satélites através de

proposta de um processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura destes sistemas, como parte integrante das atividades de Engenharia de Sistemas fundamental ao desenvolvimento de sistemas espaciais.

1.3. Objetivos Específicos

Com a finalidade de alcançar o objetivo geral da dissertação, os objetivos específicos são:

- a) análise das necessidades de projetos de pico e nano-satélites no tocante ao processo de desenvolvimento de arquitetura de sistemas;
- b) desenvolvimento de um processo de referência (*framework*) para o desenvolvimento técnico que compreende o desenvolvimento de arquitetura de sistemas, abrangendo desde a identificação das necessidades dos stakeholders e análise da missão, passando pela concepção do sistema até a identificação de requisitos dos subsistemas, para pico e nano-satélites;
- c) exemplificação da aplicação do processo proposto no desenvolvimento do Projeto AESP14 (CubeSat desenvolvido pelo ITA), e identificação de melhorias no processo de desenvolvimento;
- d) analisar o processo proposto no tocante às dificuldades encontradas em sua aplicação, na comparação com processos tradicionais de arquitetura de sistemas espaciais e frente a outras iniciativas de desenvolvimento de pico e nano-satélites.

1.4. Metodologia

A metodologia adotada para o desenvolvimento do trabalho é apresentada abaixo:

- a) exploração bibliográfica para conhecimento de fundamentos teóricos;

- b) investigação de processos de engenharia de sistemas já existentes por meio de revisão bibliográfica descrita em livros, manuais, normas e documentos de projetos de pico e nano-satélites;
- c) desenvolvimento e apresentação de processo de referência através de um guia com base na bibliografia e experiência com o Projeto AESP14;
- d) análise da aplicação do processo proposto no Projeto AESP14;
- e) análise da abordagem proposta frente às necessidades, literatura e exemplos bibliográficos.

1.5. Estrutura da dissertação

O trabalho está estruturado de acordo com a seguinte divisão de capítulos:

Capítulo 1 (Introdução): apresenta o escopo do trabalho, a motivação de seu desenvolvimento, os objetivos, a metodologia utilizada para desenvolvimento do trabalho e a estrutura do texto.

Capítulo 2 (Fundamentação Teórica): apresenta os conceitos teóricos abordados para a fundamentação do trabalho.

Capítulo 3 (Revisão Bibliográfica): apresenta exemplos de processos de engenharia de sistemas aplicados em projetos de pico e nano-satélites em organizações internacionais de renomado reconhecimento da área espacial.

Capítulo 4 (Desenvolvimento de Sistemas de Pico e Nano-Satélites): apresenta de forma geral o processo de desenvolvimento de pico e nano-satélites proposto, a divisão funcional da engenharia de sistemas, a aplicabilidade do processo e a documentação a ser desenvolvida considerando o atendimento às necessidades identificadas em projetos universitários.

Capítulo 5 (Descrição Detalhada do Processo): apresenta detalhadamente todas as atividades e subatividades para o desenvolvimento do processo proposto através da apresentação de diagramas, métodos e ferramentas para utilização em cada atividade.

Capítulo 6 (Aplicação do Processo de Desenvolvimento da Arquitetura do Projeto AESP-14): apresenta a aplicação do processo proposto no desenvolvimento do projeto AESP-14, apresentando a adaptação do processo ao projeto, resultados gerais e considerações sobre a aplicação do processo.

Capítulo 7 (Análise de Resultados): apresenta a análise de resultados e contribuições técnicas do processo proposto através de comparações entre o processo proposto com a literatura, exemplos bibliográficos e características quanto à aplicabilidade.

Capítulo 8 (Conclusão): apresenta a conclusão do trabalho através dos objetivos atendidos, contribuições e limitações do processo proposto, e sugestões para pesquisas futuras nesta linha de desenvolvimento.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Esta seção apresenta os conceitos básicos para exploração do assunto desenvolvido no trabalho. As subseções estão organizadas de forma hierárquica em relação à especificidade dos conceitos abordados no trabalho.

2.1. Sistemas espaciais

Sistema é um conjunto de componentes que interagem e trabalham sinergicamente para satisfazer necessidades específicas ou requisitos. É importante destacar que a maioria dos sistemas não existe independentemente e é considerado um componente de um super-sistema ou super-sistemas (PISACANE, 2005).

Sistemas espaciais são sistemas que contém ao menos um componente que deverá estar em contato com o ambiente espacial, em algum momento do seu ciclo de vida, seja este orbitando a terra, qualquer outro corpo celeste ou viajando no espaço.

Um sistema espacial é formado por um conjunto de segmentos. Segundo Pisacane (2005) segmento é um grupo de elementos que juntos constituem um componente maior ou função principal de um sistema. Um sistema espacial tradicionalmente é composto por quatro segmentos:

- f) segmento espacial;
- g) segmento lançador;
- h) segmento solo;
- i) segmento usuário (operação da missão).

A divisão de um sistema espacial em segmentos é importante para o seu desenvolvimento, pois o grande volume de atividades, requisitos, pessoas,

interfaces e naturezas de conhecimento distintas necessários é um desafio para o controle e gerenciamento, quando considerado o sistema espacial um único componente.

2.2. Desenvolvimento de sistemas espaciais

O desenvolvimento de sistemas espaciais consiste no conjunto de atividades para realização de um sistema espacial que atenda determinado stakeholder ou conjunto de stakeholders.

Stakeholder consiste em qualquer indivíduo, grupo ou organização que é direta ou indiretamente afetado ou tem capacidade de modificação do sistema ao longo do seu ciclo de vida (LOUREIRO, 1999).

As atividades envolvidas no desenvolvimento de um sistema espacial têm diferentes naturezas do conhecimento, denominadas de disciplinas. As disciplinas são compostas de conhecimentos específicos, técnicas, processos e ferramentas que, conjuntamente aplicadas ao desenvolvimento de um sistema espacial visam gerar produtos ou capacidades garantindo a satisfação de stakeholders.

As disciplinas envolvidas no desenvolvimento de um sistema espacial, segundo ECSS (2014) são:

- a) Gerenciamento de Projeto;
- b) Garantia do Produto;
- c) Engenharia;
- d) Sustentabilidade Espacial.

A Figura 2.1 apresenta a distribuição das disciplinas e seus desdobramentos para o desenvolvimento de um sistema espacial segundo a Agência Espacial Europeia – ECSS (*European Cooperation on Space Standardization*).

A disciplina e área do conhecimento a ser explorada neste trabalho é a Engenharia de Sistemas, de forma a apresentar um processo de desenvolvimento de uma parte desta disciplina e para uma aplicação específica no desenvolvimento de um elemento do segmento espacial.

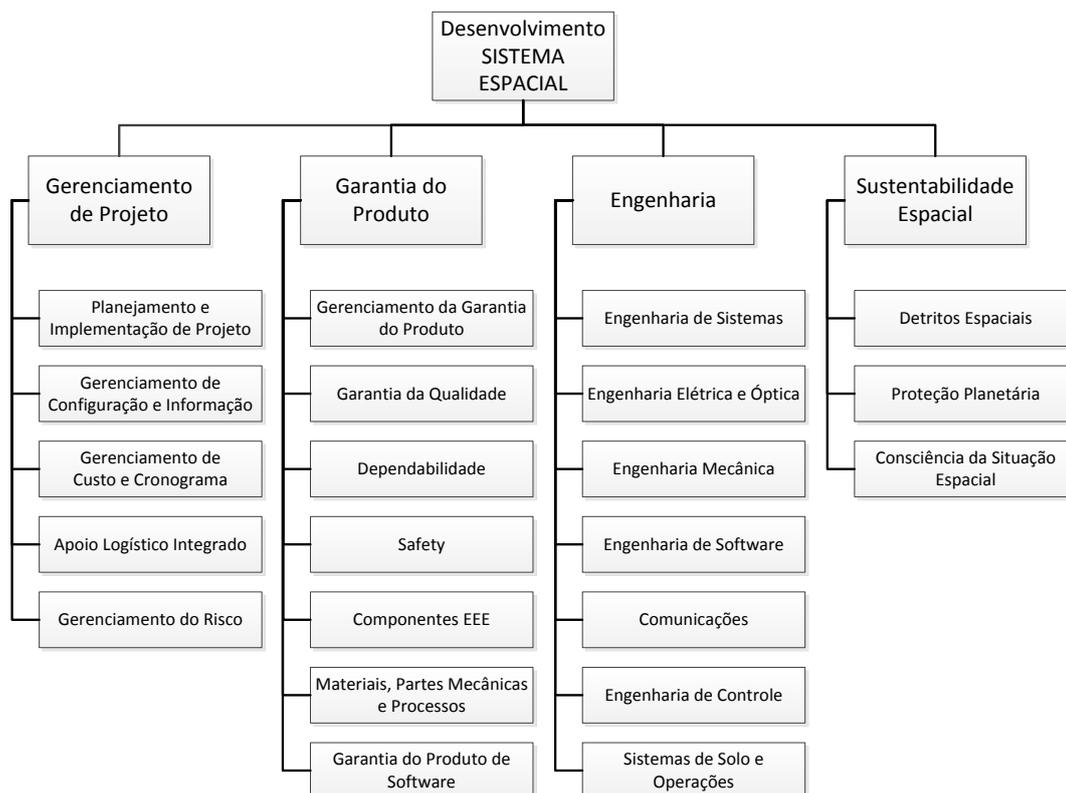


Figura 2.1 - Áreas do conhecimento para o desenvolvimento de um sistema espacial segundo a ECSS.
 Fonte: adaptada de ECSS (2014).

2.3. Engenharia de Sistemas

Existem diferentes definições de Engenharia de Sistemas na literatura em que cada uma é adaptada a necessidade de sua utilização. As definições utilizadas para este trabalho são apresentadas abaixo.

Engenharia de Sistemas é uma abordagem multidisciplinar e colaborativa de engenharia para derivar, desenvolver e verificar uma solução sistema balanceada ao longo do seu ciclo de vida e que atenda às expectativas dos stakeholders (LOUREIRO, 1999).

Engenharia de Sistemas é uma abordagem multidisciplinar de ferramentas para viabilizar o desenvolvimento bem sucedido de sistemas. Esta abordagem tem foco na definição das necessidades funcionais dos usuários ou clientes, inicialmente no ciclo de desenvolvimento, documentando requisitos e, então, procedendo com a síntese da solução e validação do sistema, enquanto considera completamente o problema de: operações, custo, prazo, desempenho, treinamento, manutenção, testes, manufatura e descarte. A Engenharia de Sistemas considera ambas as necessidades de negócios e técnicas de todos os clientes com o objetivo de prover um produto de qualidade que esteja de acordo com as necessidades dos usuários (INCOSE, 2011).

Segundo Bonnema et al. (2008) a Engenharia de Sistemas surgiu e evoluiu dada a necessidade do desenvolvimento de sistemas mais complexos, requisitantes de grandes montantes de recursos ou tecnologias melhores e ao envolvimento de maior número de variáveis como fatores ambientais, políticos, econômicos e tecnológicos.

Segundo Almeida (2011) muitos projetos de engenharia do início do século XX eram muito complexos e exigiam esforços simultâneos de muitas áreas de engenharia para sua execução. A maior complexidade dos projetos é evidenciada pela maior diversidade dos conhecimentos necessários para poder integrar as muitas partes do projeto na documentação e no produto final.

O primeiro uso do termo Engenharia de Sistemas ocorreu no *Bell Telephone Laboratory (Bell Labs)* no início dos anos 1940. No entanto, existem na literatura duas justificativas complementares para o aparecimento e uso desse termo no *Bell Labs*. Uma referência explica que os problemas associados com uma rede telefônica de dimensões nacionais apareceram no Bell Labs antes que sistemas complexos fossem comuns em outras indústrias (SCHLAGER, 1956).

A Tabela 2.1 mostra importantes marcos relacionados a origem da Engenharia de Sistemas.

Tabela 2.1 - Importantes datas da origem da Engenharia de Sistemas.

Ano	Acontecimento
1829	Locomotiva a motor; progenitor da principal força motriz ferroviária.
1937	Equipe multidisciplinar britânica para analisar o sistema de defesa aérea.
1939-1945	<i>Bell Labs</i> apoiou o desenvolvimento do Projeto NIKE (Sistema de mísseis anti-aeronaves).
1951-1980	SAGE – Sistema de defesa aérea definido e gerenciado pelo MIT.
1956	Invenção de análise de sistemas pela Corporação RAND.
1962	Publicação da obra: <i>A Methodology for Systems Engineering</i> .
1969	Jay Forrester (Sistemas de modelamento urbano no MIT).
1990	Estabelecimento do NCOSE.
1995	Separação do INCOSE do NCOSE para incorporar visão internacional.

Fonte: adaptada de INCOSE (2011).

2.3.1. Funções e escopo da Engenharia de Sistemas

A Engenharia de Sistemas pode ser dividida em funções, de acordo com a natureza de conhecimento. A divisão funcional não possui um único padrão e cada organização ou projeto utiliza aquela que melhor se adequa a sua utilização.

A Engenharia de Sistemas da área espacial possui interfaces com diferentes áreas de conhecimento também necessárias ao desenvolvimento de sistemas espaciais e, muitas vezes, essas interfaces não são bem definidas, gerando uma sobreposição de funções a serem realizadas em conjunto. Esta sobreposição de funções é nebulosa e não possui definição formal, principalmente na interface entre a Engenharia de Sistemas e o Gerenciamento.

Segundo Bonnema (2005) as disciplinas de Gerenciamento e Engenharia de Sistemas são inerentemente conectadas e influenciadas reciprocamente.

Separá-las em funções bem definidas é bastante difícil e depende exclusivamente do tipo e necessidades de projeto.

A Figura 2.2 apresenta a divisão funcional, os limites e intersecção da Engenharia de Sistemas com outras disciplinas fundamentais ao desenvolvimento de sistemas espaciais, adotada pela ECSS.

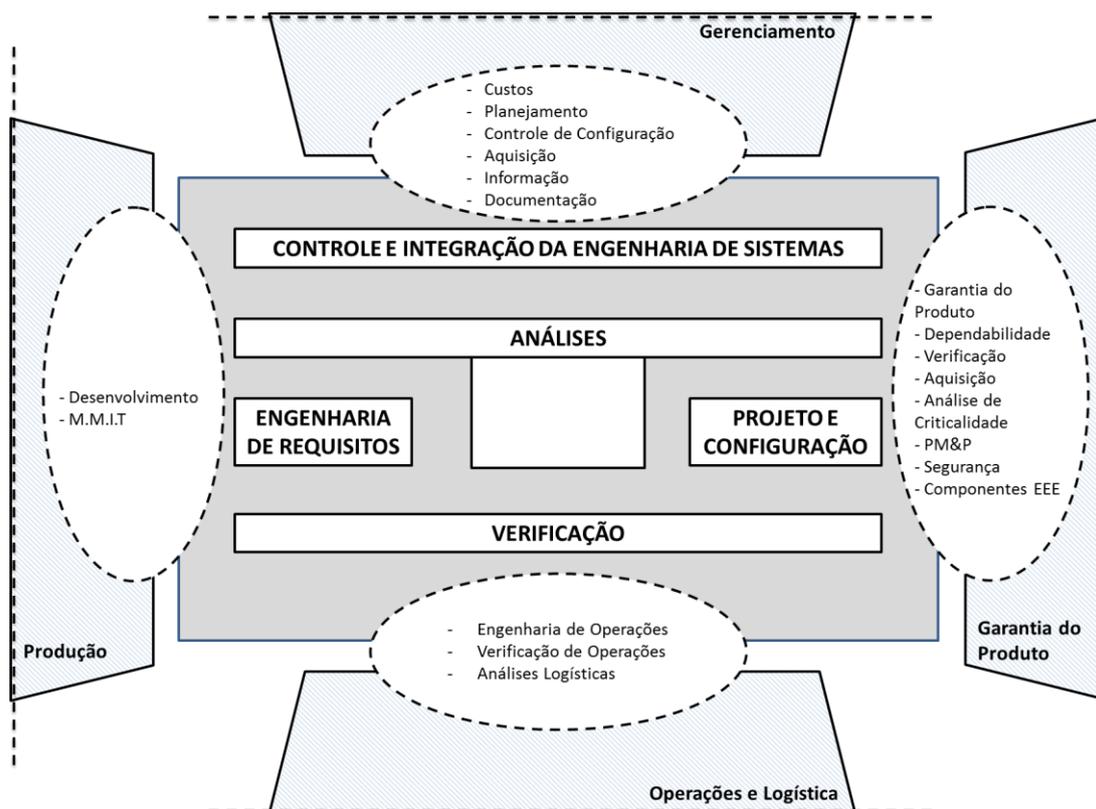


Figura 2.2 - Divisão funcional e interfaces da Engenharia de Sistemas adotada pela ECSS.

Fonte: adaptada de ECSS-E-ST-10C (2009).

As funções do escopo da Engenharia de Sistemas apresentadas na Figura 2.2 são decompostas em (ECSS-E-ST-10C, 2009):

- a) Engenharia de Requisitos: realiza a análise e validação de requisitos, alocação de requisitos e gerenciamento de requisitos;
- b) Análises: soluciona conflitos de requisitos, decompondo e alocando requisitos durante a análise funcional, a fim de obter melhor eficiência

do sistema. Ainda, completa a avaliação de testes e provê estudos comparativos para obter a melhor solução;

- c) Projeto e Configuração: desenvolve a arquitetura física e todas as suas características funcionais, físicas e de software;
- d) Verificação: objetiva demonstrar que as entregas estão de acordo com os requisitos especificados, incluindo qualificação e aceitação;
- e) Controle e Integração da Engenharia de Sistemas: garante a integração das várias disciplinas de engenharia e participa ao longo de todas as fases do projeto.

O planejamento e definição das atividades (processo) de engenharia de sistemas devem ser realizados antecipadamente ao início do desenvolvimento de um sistema, no qual, o planejamento deve utilizar um modelo, denominado de filosofia de desenvolvimento.

2.3.2. Modelo Vê da Engenharia de Sistemas

Métodos de engenharia de sistemas tiveram sua origem na comunidade de Engenharia de Software no final dos anos 1970s quando a complexidade dos softwares atingiu níveis onde se tornavam inviáveis financeiramente a execução de testes, correções e manutenção dos códigos de software. Quando requisitos mudavam e modificações eram necessárias no código, de acordo com estágio de desenvolvimento, dificuldades surgiam nas seguintes áreas: rastreabilidade de requisitos, visibilidade da funcionalidade do software, comunicação entre os projetistas do software e documentação (DEMARCO; PLAUGER, 1979).

A dificuldade no desenvolvimento de sistemas provocou o surgimento de diferentes modelos de desenvolvimento da Engenharia de Sistemas e estes evoluíram de acordo com as necessidades emergentes e complexidade de

novos sistemas. São exemplos dos modelos inicialmente adotados no desenvolvimento de software, o modelo cascata e o modelo espiral.

Em meados dos anos 90s o Modelo Vê (“*vee model*”), apresentado na Figura 2.3, foi introduzido. O Modelo Vê inicia com a identificação de necessidades de usuários, no canto superior esquerdo, e por meio de uma abordagem *top-down* deriva os requisitos e analisa alternativas até o desenvolvimento detalhado (*defining what is to be built*). O lado direito consiste em uma abordagem *bottom-up* onde a integração e verificação são realizadas progressivamente desde os menores elementos até a validação final do sistema (FORSBERG; MOOZ, 1994).

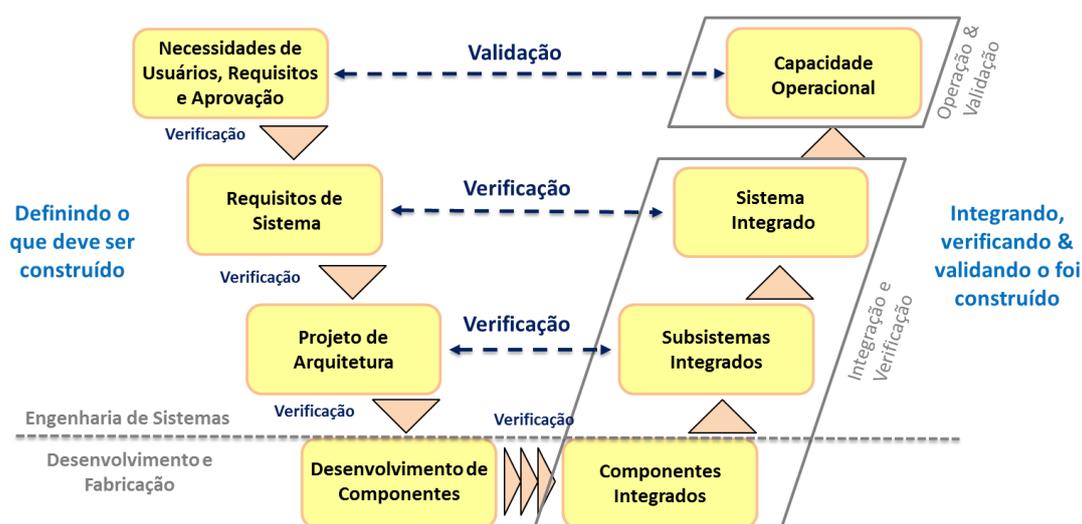


Figura 2.3 - Modelo Vê de desenvolvimento da Engenharia de Sistemas.

Fonte: adaptada de Loureiro (2012).

Segundo Loureiro (1999) o Modelo Vê é principalmente caracterizado por enfatizar os seguintes pontos no desenvolvimento:

- a) verificação entre fases, confirmando se o que foi construído está de acordo com os requisitos;
- b) validação como verificação final, garantindo que o sistema atende completamente as necessidades dos usuários;

- c) decomposição e definição do que deve ser construído;
- d) integração e verificação do que foi construído.

O Modelo Vê e suas variações são largamente aceitas para o desenvolvimento de sistemas espaciais, pois apresenta uma filosofia clara de desenvolvimento com base em verificações e realimentações de forma sistemática.

O processo de desenvolvimento técnico, que compreende o desenvolvimento de arquitetura de sistemas, escopo deste trabalho, é representado pelo lado esquerdo do Modelo Vê, definindo o que deve ser construído. Assim, o Modelo Vê é assumido para este trabalho como modelo de referência.

2.3.3. Processos de Engenharia de Sistemas

Na área espacial, algumas das referências de processos de engenharia de sistemas mais aceitas e utilizadas por organizações tradicionais no desenvolvimento de sistemas espaciais são:

- a) *US Air Force Space and Missile Systems Center* – SMC (organização norte-americana, subordinada ao *Department of Defence* – DoD, de desenvolvimento e aquisição de sistemas espaciais e mísseis);
- b) *European Cooperation for Space Standardization* – ECSS (cooperação europeia para desenvolvimento e evolução de padronização de atividades do setor espacial europeu);
- c) *National Aeronautics and Space Administration* – NASA (agência norte-americana de pesquisa e desenvolvimento de tecnologias e programas aeroespaciais).

O processo de engenharia de sistemas adotado pela SMC da Força Aérea dos Estados Unidos, apresentado na Figura 2.4, tem como principais elementos: Análise de Requisitos, Análise e Alocação Funcional, Síntese, Análise do Sistema e Controle. Segundo o SMC (2005) existem iterações e

realimentações contínuas entre estas atividades e refinamentos de suas saídas conforme o desenvolvimento evolui. Este processo é o mesmo utilizado pelas organizações ligadas ao DoD, através do qual, o DoD desenvolve e controla o desenvolvimento de sistemas de seus órgãos utilizando a mesma linguagem e processo de desenvolvimento.

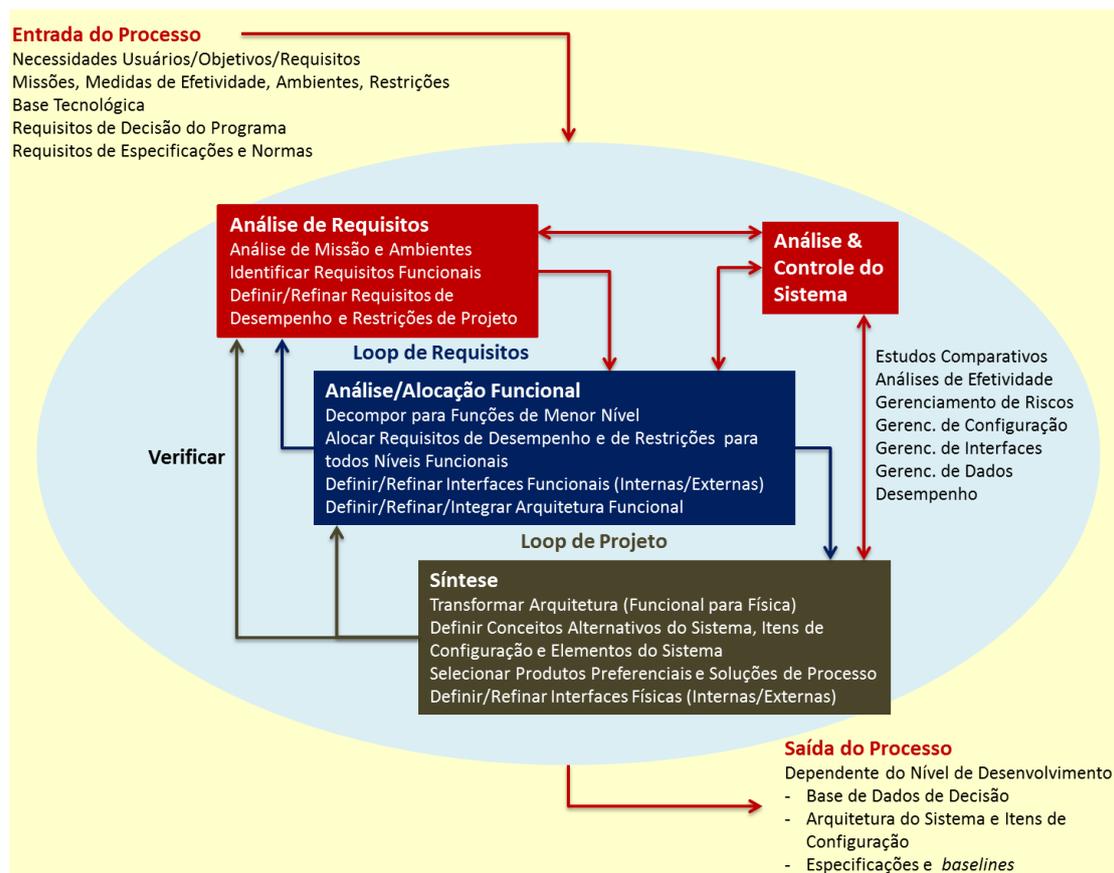


Figura 2.4 - Processo de engenharia de sistemas da SMC.

Fonte: adaptada de SMC (2005).

As necessidades, objetivos e requisitos dos stakeholders, em termos de: capacidades, medidas de efetividade, ambientes e restrições dão início ao processo como entradas. Assim como a base tecnológica e esforços de desenvolvimento tecnológicos necessários são entradas naturais do processo (SMC, 2005).

Segundo SMC (2005) os principais subprocessos e suas iterações são:

- a) a iteração inicial é por meio do Loop de Requisitos, onde os resultados da análise de missão, ambientes e a identificação dos requisitos funcionais (resultados do subprocesso Análise de Requisitos) são entradas para: a decomposição das funções do nível mais baixo e a alocação dos requisitos para as funções desdobradas (subprocesso Análise/Alocação Funcional). Conforme as análises e alocações são completadas, os resultados são realimentados no subprocesso Análise de Requisitos a fim de verificar o seu atendimento ou determinar onde são necessárias modificações nos requisitos, visando o atendimento da missão;
- b) o Loop de Projeto opera em paralelo ao Loop de Requisitos e é onde as interfaces funcionais e arquitetura funcional são definidas para que a arquitetura física seja desenvolvida. Conforme os conceitos de solução são transformados em projetos de software e elementos físicos, as características dos projetos são verificadas contra os requisitos alocados. Arquiteturas funcionais e alocações são verificadas novamente e modificações são aplicadas se necessário. O loop de realimentação final é a verificação do projeto detalhado durante seu desenvolvimento contra os requisitos originários;
- c) a atividade de Análise & Controle do Sistema é onde se realiza o planejamento, gerenciamento, julgamento, comunicação e controle do processo, identificando o trabalho a ser executado, desenvolvendo cronogramas e estimativas de custos. A análise e controle do sistema coordenam as demais atividades e asseguram que todas estão sendo desenvolvidas com o mesmo conjunto de acordos e iterações do projeto. Esta também avalia as saídas das demais atividades e conduz estudos independentes para determinar qual das alternativas propostas é a que melhor atende a aplicação, determina quando resultados de uma atividade requerem a ação de outras atividades e direciona as ações a serem desenvolvidas. Além de documentar os

resultados das análises e estudos, mantém o controle da configuração e avalia os documentos e progresso.

A saída do processo de engenharia de sistemas do DoD inclui a base de dados de decisão e uma solução balanceada para o sistema.

O processo de engenharia de sistemas adotado pela ECSS, Figura 2.5, consiste em cinco atividades principais: Integração e Controle, Análise, Engenharia de Requisitos, Configuração e Projeto e Verificação. Conforme a Figura 2.5 apresenta, este processo é intrinsecamente iterativo ao longo de todo o projeto.

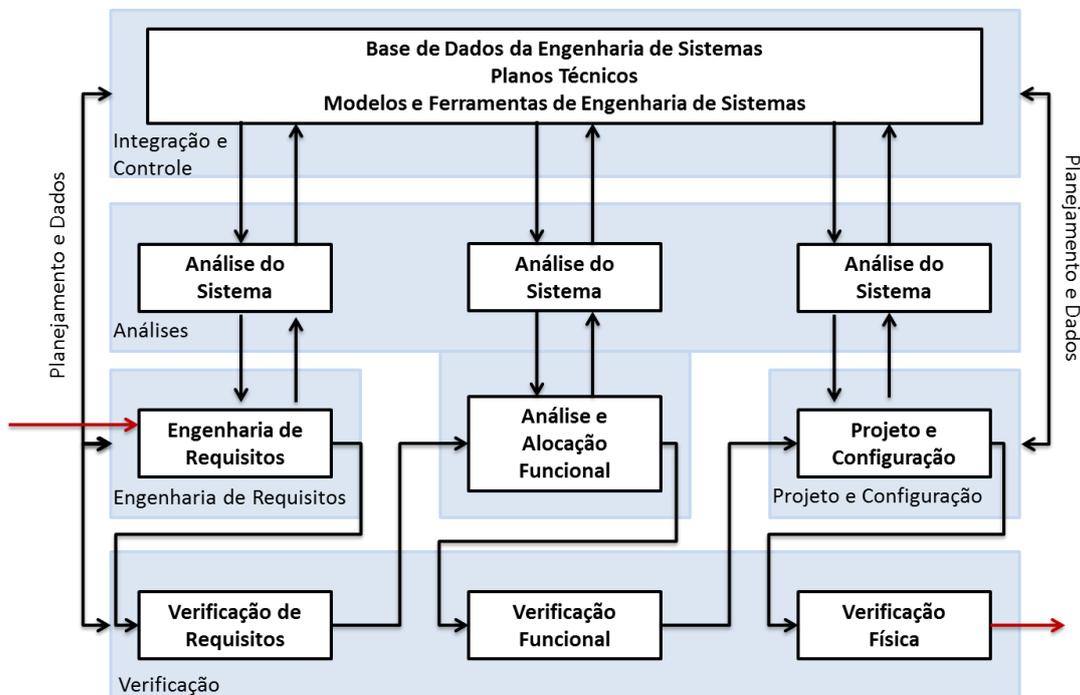


Figura 2.5 - Processo de engenharia de sistemas adotado pela ECSS.

Fonte: adaptada de Klein (2009).

Descrito por ECSS-E-ST-10C (2009) seguem os principais aspectos do processo de engenharia de sistemas adotado pela ECSS:

- a) A Engenharia de Sistemas desenvolve, nas fases iniciais do projeto, soluções de projeto utilizando como entrada os requisitos de

stakeholders. Isto é atingido por meio de um processo iterativo *top-down* com a avaliação de várias alternativas de solução em níveis crescentes de detalhamento. Por meio deste processo, a Engenharia de Sistemas realiza decomposição multidisciplinar funcional para obter produtos nos mais baixos níveis (*hardware e software*) e, ao mesmo tempo, avalia alocações otimizadas para todo sistema;

b) a decomposição funcional define, para cada nível do sistema, os requisitos técnicos para os subsistemas ou do produto de mais baixo nível a ser desenvolvido, assim como, os requisitos para a verificação das características finais de cada produto;

c) a engenharia de sistemas utiliza atividades de integração e verificação, desde o mais baixo nível, por meio de uma abordagem *bottom-up*, até o nível da validação dos requisitos de stakeholders.

O processo de engenharia de sistemas desenvolvido pela NASA, apresentado na Figura 2.6, consiste em três grandes blocos de subprocessos: Processo de Projeto do Sistema, Processo de Gerenciamento Técnico e Processo de Realização do Produto.

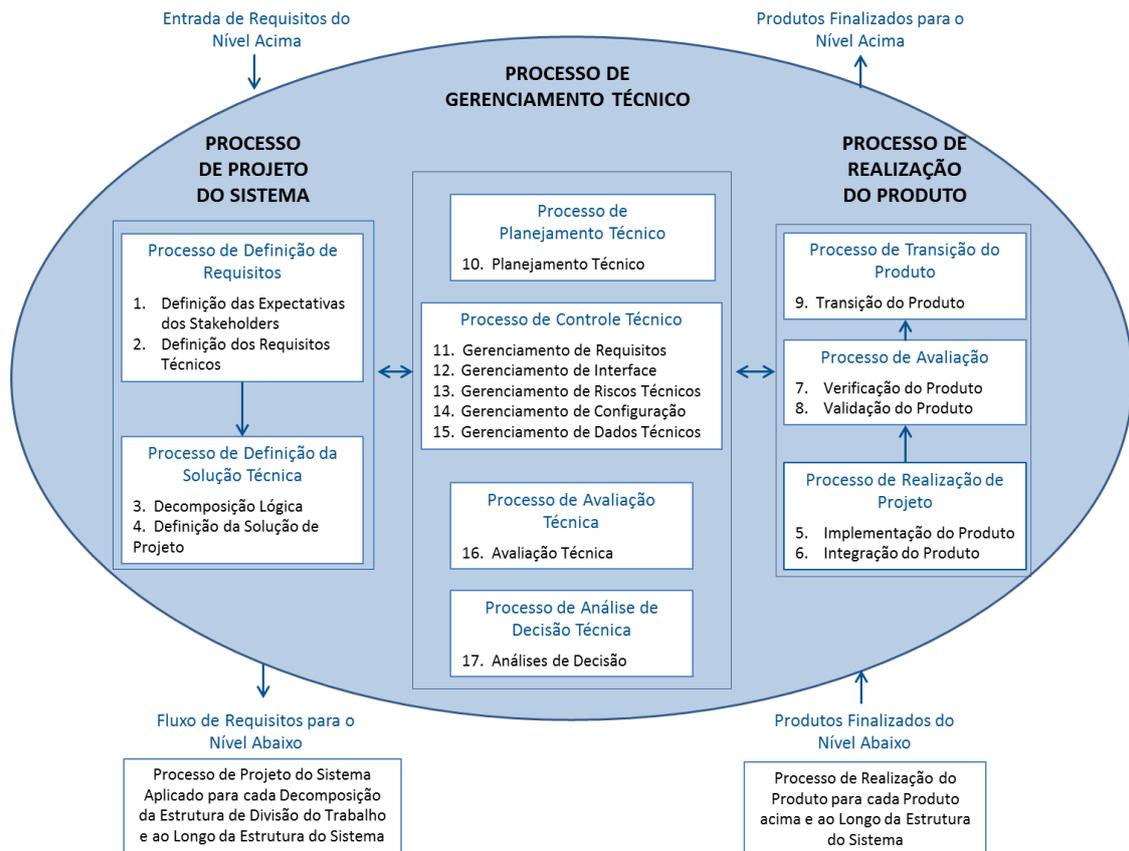


Figura 2.6 - Processo de engenharia de sistemas adotado pela NASA.

Fonte: adaptada de NASA/SP-2007-6105 (2007).

Algumas características são evidenciadas por NASA/SP-2007-6105 (2007) para os subprocessos da Engenharia de Sistemas da NASA:

- Processo de Projeto do Sistema: utilizado para definir (*baseline*) as expectativas dos stakeholders, gerar e definir requisitos técnicos e converter requisitos técnicos em uma solução de projeto que satisfaz as definições em todos os níveis da estrutura do sistema;
- Processo de Realização do Produto: utilizado para cada produto da estrutura do sistema, desde o mais baixo até o mais alto nível, criando soluções de projeto para cada produto por implementação ou integração do produto e, ainda, verificar, validar e transmitir para o

próximo nível hierárquico do produto que satisfaz a solução projetada e as expectativas dos stakeholders;

- c) Processo de Gerenciamento Técnico: utilizado para estabelecer e controlar os planos técnicos para o projeto, gerenciar a comunicação entre as interfaces, avaliar o progresso de acordo com o planejamento e requisitos, controlar a execução técnica do projeto e auxiliar na tomada de decisão.

Os processos técnicos são aplicados recursivamente e iterativamente para decompor os conceitos iniciais do sistema em um nível de detalhe suficientemente concreto para que o grupo de especialistas consigam implementar a solução a partir da informação. Assim, o processo é aplicado recursivamente e iterativamente para integrar desde o nível de maior detalhe do produto até que o sistema como um todo esteja montado, verificado, validado e entregue (NASA/SP-2007-6105, 2007).

2.3.4. Desenvolvimento da Arquitetura

O termo arquitetura de sistema possui diversas definições, por diferentes autores, mas todas tem como base comum a representação dos elementos de um sistema e o modo em que estão estruturados, interconectados ou organizados (SMC, 2005).

Segundo Larson (2009) arquitetura compreende a organização fundamental de um sistema, composto por seus componentes, as relações entre eles e o ambiente e os princípios que direcionam o projeto.

A arquitetura de um sistema pode incluir componentes do sistema, propriedades externas visíveis e relações (comportamento) entre estes, provendo um conjunto de informações suficiente para a definição da solução detalhada, seja através de aquisição ou desenvolvimento do sistema (CLEMENTS, 1996).

A arquitetura de um sistema pode ser obtida como resultado do desenvolvimento de um processo de engenharia de sistemas. No Modelo Vê de engenharia de sistemas, apresentado na Seção 2.3.2, corresponde ao resultado do desenvolvimento do processo no lado esquerdo do vê, desde o entendimento das necessidades de stakeholders até o desenvolvimento da arquitetura do sistema, atingindo maturidade suficiente para o detalhamento específico de cada componente do sistema.

2.3.5. Pequenos satélites

Missões espaciais de pequenos satélites tem grande destaque no desenvolvimento de programas científicos e de tecnologias espaciais. Essas missões tem sido responsáveis pela grande redução de tempo para obtenção de resultados científicos e tecnológicos. Missões de pequenos satélites tendem a ser flexíveis e podem ser concebidas com elevada confiabilidade para o atendimento a necessidades tecnológicas. O menor prazo de desenvolvimento proporcionado por missões de pequenos satélites pode reduzir os custos, além da possibilidade de prover boas condições de custo-benefício em programas espaciais com restrições financeiras (BAKER; WORDEN, 2008).

Pico e nano-satélites são classes de satélites pequenos que tem evoluído tecnologicamente e vêm sendo desenvolvidos e utilizados continuamente por organizações de ensino e pesquisa e, inclusive, de desenvolvimento tecnológico como ferramenta de ensino e desenvolvimento de novas tecnologias.

O maior interesse no desenvolvimento de pequenos satélites provocou a necessidade por modificações nos elementos e disciplinas necessários ao desenvolvimento e operação destes sistemas, exemplos como novos conceitos de lançamentos e sistemas de comunicação com menor robustez e menor complexidade foram criados para estes tipos de satélites. No tocante a novas formas de lançamento, muitos satélites de pequeno porte são lançados de carona com satélites maiores (chamado “*piggy-pack*”) como cargas

secundárias ou até terciárias, tornando o lançamento economicamente viável ao desenvolvimento dessas missões.

A Tabela 2.2 apresenta a classificação de satélites de acordo com a sua massa, onde pequenos satélites podem ser considerados aqueles com massa inferior a 100 kg. Acompanhando a escala de forma decrescente, atualmente já foram desenvolvidos satélites com massa inferior a 100 g e isto levou a criação de uma nova classe chamada Femto-satélites.

Tabela 2.2 - Classificação de satélites de acordo com sua massa.

Grande Porte	> 1000 kg
Médio Porte	500 a 1000 kg
Mini Satélite	100 a 500 kg
Micro Satélite	10 a 100 kg
Nano-Satélite	1 a 10 kg
Pico-Satélite	0,1 a 1 kg
Femto-Satélite	< 0,1 kg

Fonte: adaptada de Tristancho (2010).

O principal impulsionador no desenvolvimento de pico e nano-satélites foi o desenvolvimento de uma plataforma padrão chamada CubeSat, que pode ser classificada como pico ou nano-satélite, dependendo da massa e utilização do número de unidades padrão (como exemplo: 1U, 2U, 3U, 6U e 8U), seguido do desenvolvimento do adaptador padrão para lançamento desta plataforma.

CubeSat é um tipo de satélite artificial miniaturizado, classificado como pico ou nano-satélite, com forma cúbica modular (corpo do satélite), cujas características de uma unidade (1U) são: dimensões externas 100 × 100 × 113,5 mm, massa não superior a 1,33Kg, e tipicamente utilizando para missões científicas ou testes de novas tecnologias (CAL POLY, 2014).

Segundo CAL POLY (2014) iniciado em 1999, o projeto CubeSat começou como uma parceria conjunta entre o Prof. Jordi Puig-Suari da Universidade Politécnica do Estado da Califórnia (Cal Poly) e o Prof. Bob Twiggs do

Laboratório de Desenvolvimento de Sistemas Espaciais da Universidade de Stanford (SSDL). O objetivo do projeto era fornecer um padrão para o design de nano-satélites visando reduzir custos e tempo de desenvolvimento, aumentar a acessibilidade ao espaço, e manter lançamentos frequentes. Atualmente, o projeto CubeSat é uma colaboração internacional com mais de 100 universidades, escolas, empresas privadas e organizações governamentais que desenvolvem nano-satélites contendo como carga útil sensores científicos ou cargas tecnológicas.

Devido as dimensões reduzidas de um CubeSat, todos os subsistemas e carga útil estão concentrados em um único módulo, portanto, sua metodologia de desenvolvimento é diferenciada de satélites maiores e altamente integrada.

O desenvolvimento de pequenos satélites em ambiente universitário, com o envolvimento de estudantes, proporciona experiência prática no desenvolvimento de um sistema espacial, desde sua concepção até o lançamento e operação em órbita, de forma economicamente eficiente. Esforços multidisciplinares, necessários para o desenvolvimento de um projeto de satélite, em ambiente universitário, com a formação de times para o desenvolvimento, podem prover valiosas contribuições para o setor espacial, não somente pelo treinamento de cientistas e engenheiros, mas também como uma ferramenta para o desenvolvimento de novas tecnologias por meio de conhecimentos gerados em ambiente universitário (THYAGARAJAN et al., 2005).

Existem exemplos recentes de projetos universitários com desenvolvimento de pequenos satélites que geraram o surgimento de pequenas e médias empresas do ramo espacial e estão agora comercializando os seus produtos mundialmente. Desenvolvimentos como esses estão, não somente criando novas oportunidades de cooperação espacial internacional, mas também contribuindo para uma maior promoção do uso da tecnologia espacial e suas aplicações (UNITED NATIONS, 2010).

No Brasil, algumas iniciativas de projetos de pequenos satélites estão em desenvolvimento em ambiente universitário conforme os exemplos apresentados na Tabela 2.3.

Tabela 2.3 – Exemplos de iniciativas de projetos de pequenos satélites no Brasil.

Satélite	Instituição	Previsão de Lançamento
NANOSATC-BR1	UFSM / INPE	06/2014 *
AESP14	ITA / INPE	02/2015*
SERPENS	UnB	2015
ITASAT	ITA / INPE	2015 / 2016
NANOSATC-BR2	UFSM / INPE	2015 / 2016
14-BISat	IFF	2016
AESP16	ITA / INPE	2016
CONASAT	UFRN / INPE	2016
TANCREDO I	EEPTAN / INPE	NC
TANCREDO II	EEPTAN / INPE	NC
TANCREDO III	EEPTAN / INPE	NC
Floripa-Sat	UFSC	NC
NC	USP / UFABC	NC

* Lançamento já realizado
(NC) Não Conhecido

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este Capítulo apresenta dois exemplos de processos de engenharia de sistemas utilizados para o desenvolvimento de pico nano-satélites por universidades tradicionais da área espacial. Os exemplos apresentados foram obtidos da literatura disponível ao autor, portanto, não apresenta alto grau de detalhamento dos processos de engenharia de sistemas utilizados.

3.1. BEESAT-2

O projeto BEESAT-2 é o sucessor do bem sucedido projeto BEESAT-1. Os dois projetos são desenvolvimento da Universidade Técnica de Berlin (TU-Berlin) com envolvimento do Centro Aeroespacial Alemão (DLR) e empresas locais. Os projetos são parte de um objetivo maior do Departamento de Engenharia Aeroespacial da TU-Berlin, de desenvolvimento da capacidade para lançamento de missões multi-satélites, utilizando CubeSats, e permitir a comunicação entre os satélites em órbita.

Segundo Gester (2001) o satélite BEESAT-1, lançado em 2009, teve como objetivo o desenvolvimento de uma plataforma de pico-satélite capaz de realizar testes de micro rodas de reação em ambiente espacial, estas em desenvolvimento conjunto com o Centro Aeroespacial Alemão (DLR). Assim, o sucesso no desenvolvimento de uma plataforma CubeSat derivou o projeto BEESAT-2, o qual deu continuidade á meta de testar rodas de reação em órbita, com os seguintes objetivos específicos:

- a) provar tecnicamente a estabilização de atitude através de micro rodas de reação utilizando uma câmera;
- b) integrar a missão BEESAT-2 e sua operação nas disciplinas da universidade (TU-Berlin);

- c) o pico satélite BEESAT-2 utilizará como referência de arquitetura a mesma utilizada para o BEESAT-1 com as modificações necessárias, portanto, seu plano de engenharia de sistemas foi desenvolvido com este aspecto.

O projeto BEESAT-2 utiliza o processo de engenharia de sistemas do DoD como base referencial para o desenvolvimento e dentro deste modelo utiliza outras diferentes referências para cada atividade. Conforme apresentado na Seção 2.3.3, o processo do DoD possui três atividades principais: análise de requisitos, análise funcional e síntese (projeto e alocação).

A análise de requisitos do projeto BEESAT-2 tem como base de referência a ECSS e utiliza as seguintes atividades:

- a) determinação de requisitos e restrições (stakeholders);
- b) descrição de requisitos em dois documentos: especificação funcional e especificação técnica;
- c) agrupamento de requisitos em pacotes de trabalho de acordo com sua origem;
- d) classificação de requisitos de acordo com a ECSS (requisitos funcionais, requisitos de missão, requisitos de interface, requisitos de ambiente, requisitos físicos, requisitos operacionais, requisitos de fatores humanos, requisitos de suporte logístico, requisitos de garantia do produto, requisitos de configuração, requisitos de projeto).

A análise funcional tem base nas recomendações do FAA (*Federal Aviation Administration*) para utilização da combinação das ferramentas: diagrama de blocos de fluxo funcional (FFBD) e diagramas N². Segundo Gester (2011), o FFBD determina o controle do ambiente do sistema enquanto o diagrama N² descreve os parâmetros do ambiente.

Gester (2011) afirma que a análise funcional é realizada durante o início de um novo projeto, sendo esta abordagem chamada de “forma segue a função” (“*form follows function*”). Durante esta etapa é desenvolvido um modelo funcional que, combinado com os requisitos, é usado para supervisionar e corrigir o progresso do projeto.

Gester (2011) destaca outra parte importante do processo de engenharia de sistemas, o gerenciamento de interfaces, que consiste na identificação de interfaces e desenvolvimento de ICDs (*Interface Control Documents*). Os ICDs desenvolvidos são referência para todo o processo de projeto e incluem as especificações das interfaces.

O processo de engenharia de sistemas do BEESAT-2 realiza também análise de falhas, utilizando dois métodos: FTA (*fault tree analysis*) e FMEA (*failure mode and effects analysis*).

A síntese (projeto e alocação) consiste na definição da arquitetura do sistema e descrição de subsistemas. Segundo Gester (2011) a atividade síntese do processo de engenharia de sistemas do BEESAT-2 é composta dos seguintes itens:

- a) conceito do sistema;
- b) visão global do sistema;
- c) montagem de subsistemas e componentes;
- d) definição do sistema de coordenadas do satélite;
- e) descrição de subsistemas.

A descrição de subsistemas mostra a composição lógica de cada subsistema e também os componentes a serem adotados, de forma a apresentar a solução física e lógica dos subsistemas (GESTER, 2011).

O projeto BEESAT-2 apresenta o seu processo de engenharia de sistemas através da utilização e resultados das ferramentas descritas nesta seção, de forma a interpretar que, o processo de engenharia de sistemas utilizado é a descrição acima e que este processo está sendo amadurecido ao longo dos projetos.

3.2. Delfi-C3

Segundo Bonnema (2005) o projeto Delfi-C3 iniciado em novembro de 2004 foi desenvolvido por estudantes da Universidade Técnica de Delft (TU Delft). O objetivo era projetar, desenvolver e lançar o nano-satélite Delfi-C3 (3U), que levaria a bordo duas cargas úteis comerciais, dentro de um período de dois anos. Para isto foi desenvolvido um processo de engenharia de sistemas flexível com definição de responsabilidades e pacotes de trabalho, conforme a divisão funcional apresentada na Figura 3.1.

O processo de engenharia de sistemas do projeto Delfi-C3 foi desenvolvido através de extensa revisão e estudos de diferentes metodologias: MIL-STD-499B, ECSS e ANSI/EIA 632 e a combinação e adaptação ao projeto Delfi-C3 gerou o processo de referência de engenharia de sistemas aplicado ao projeto.

Segundo Bonnema (2005) o modelo de engenharia de sistemas utilizado pelo projeto Delfi-C3 segue o Modelo Vê.

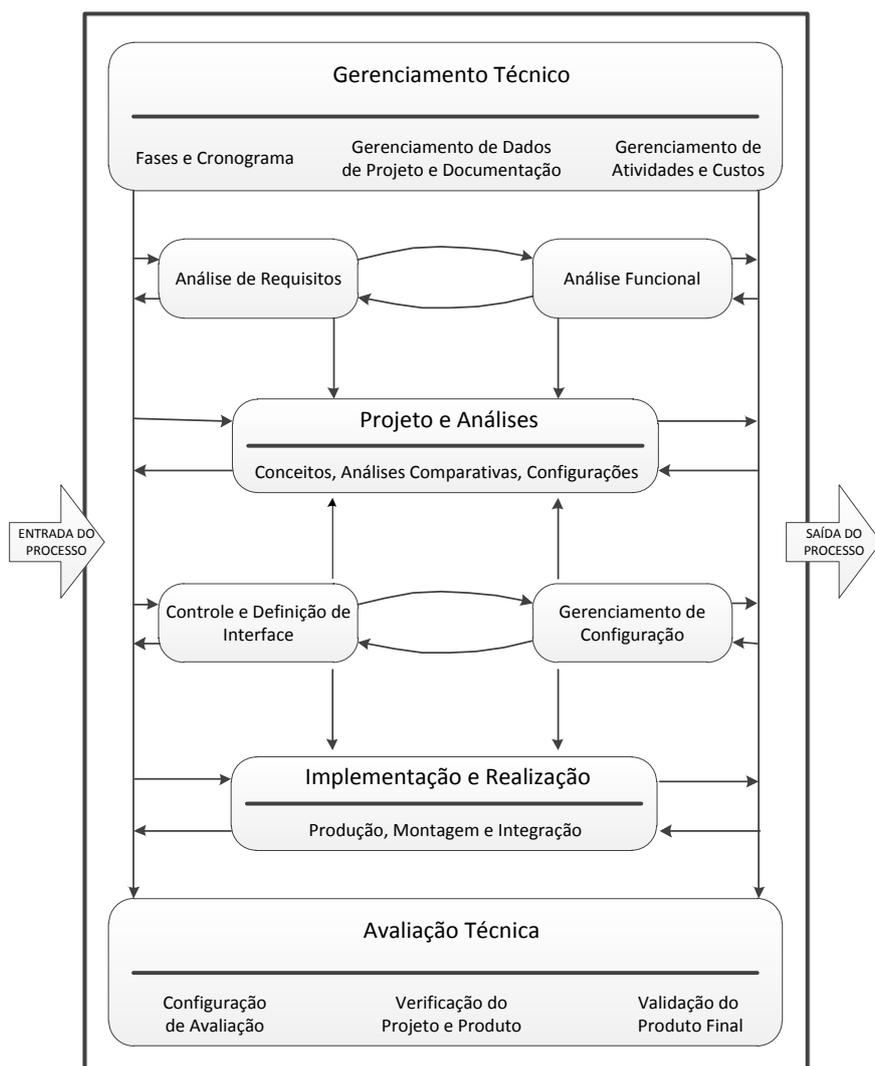


Figura 3.1 - Divisão funcional do processo de engenharia de sistemas adotado para o desenvolvimento do Delfi-C3.
 Fonte: adaptada de Bonnema (2005).

Bonnema (2005) relata que as atividades de engenharia de sistemas foram inicialmente divididas entre dois engenheiros de sistemas e afirma que a divisão de atividades é complexa. As atividades foram divididas conforme os seguintes itens de responsabilidade:

- a) definição de requisitos de usuários;
- b) especificação de requisitos;
- c) decomposição do sistema;

- d) análise funcional e operacional;
- e) balanços de desempenho do sistema;
- f) verificação de requisitos;
- g) controle de interfaces;
- h) gerenciamento da configuração;
- i) projeto detalhado.

O projeto Delfi-C3 foi desenvolvido seguindo algumas filosofias e abordagens, relacionadas ao desenvolvimento de pequenos satélites e de fundamental importância ao projeto (BONNEMA, 2005):

- a) *KISS Approach (Keep It Simple and Stupid)*: esta filosofia de desenvolvimento parece simples, mas na prática existem muitas situações complicadas de tomadas decisão, principalmente no desenvolvimento de sistemas complexos como um satélite, que deve atender uma grande quantidade de requisitos e operar em um ambiente hostil, assim, dificilmente existirão soluções simples a serem adotadas;
- b) *Modularity Approach*: esta filosofia de desenvolvimento é literalmente aplicada para o desenvolvimento da arquitetura do Delfi-C3 dado que o sistema consiste em partes separadas “*plug and play*” o que facilita na montagem e desmontagem do sistema para verificações e ainda dá base a divisão de tarefas do projeto;
- c) *Accessibility Approach*: acessibilidade está diretamente ligada às atividades de integração do sistema e o fato de o satélite ser extremamente pequeno e denso, esta filosofia deve ser aplicada no seu desenvolvimento, provendo suficientemente acesso a cablagens e conexões internas do satélite;

- d) *Off-the-shelf Approach*: a escolha de componentes e partes para o Delfi-C3 utilizou basicamente três tipos de componentes: *Commercial Off-The-Shelf* (COTS), *Space Hardware Off-The-Shelf* (SHOTS) e partes personalizadas para a aplicação (*space qualified hardware*). A diferença entre COTS e SHOTS é que os componentes SHOTS são componentes COTS com herança de voo e sucesso de utilização no espaço. Assim, a escolha dos componentes teve como fatores de decisão alguns aspectos: prazo de entrega, necessidade de testes, qualificação e custo. A utilização de COTS é selecionada a partir da prévia realização de testes de sobrevivência em ambiente espacial;
- e) *Reliability and Risk Management*: a abordagem para confiabilidade utilizada no projeto é a realização de FMECA com foco na identificação de falhas críticas e catastróficas e assim, identificando pontos de falha simples. Através da identificação de pontos de falha simples, foi implementada a filosofia de mitigação a estes pontos de falha simples. Esta filosofia permitiu que uma redundância ou alternativa de solução operacional fosse desenvolvida garantindo o atendimento do objetivo primário da missão. O gerenciamento do risco é realizado para as seguintes categorias de riscos: riscos técnicos, riscos de custos, riscos de prazos e riscos programáticos. Os riscos identificados como mais severos são aqueles que podem levar a falha total da missão e estão relacionados ao *lead time* de partes, desligamento de membros da equipe e aspectos técnicos associados ao desenvolvimento.

O Modelo Vê adotado para o processo de engenharia de sistemas aplicado ao projeto Delfi-C3 têm as seguintes atividades planejadas para o lado esquerdo do vê:

- a) identificação de necessidades da missão;
- b) definição dos requisitos dos usuários;

- c) desenvolvimento de especificação de requisitos do sistema Delfi-C3 / desenvolvimento de plano de verificação do sistema Delfi-C3;
- d) Projeto conceitual do Delfi-C3 (subsistemas): desdobramento do sistema e árvore de itens de configuração / identificação de interfaces e desenvolvimento de ICD;
- e) Projeto preliminar do Delfi-C3 (“*design-to*” de montagens e componentes): desdobramento de subsistemas e itens de configuração / desenvolvimento do plano de verificação de subsistemas e itens de configuração;
- f) Projeto detalhado do Delfi-C3 (“*build-to*” de componentes e partes): documentação de *build-to* para itens de configuração / plano de inspeção *build-to* de itens de configuração.

A base do *vê* consiste nas atividades de: produção, licitação e manufatura de *build-to* partes e componentes. E as atividades previstas para o lado direito do *vê* são:

- a) verificação *build-to*: inspeção (teste) de partes e componentes com a documentação *build-to*;
- b) verificação *design-to*: montagem de subsistemas e itens de configuração / verificação de subsistemas e itens de configuração;
- c) integração do sistema Delfi-C3;
- d) verificação do sistema Delfi-C3 / qualificação do sistema Delfi-C3;
- e) validação do sistema Delfi-C3;
- f) entrega do sistema (lançamento).

O projeto Delfi-C3 utilizou um processo de engenharia de sistemas bem definido e obteve sucesso em sua missão. Este projeto é um exemplo de

ferramenta de ensino para estudantes de graduação e pós-graduação que levou a criação de uma empresa fornecedora de produtos e serviços aeroespaciais para pico e nano-satélites.

4 DESENVOLVIMENTO DE SISTEMAS DE PICO E NANO-SATÉLITES

O desenvolvimento de sistemas de pico e nano-satélites é, atualmente, de interesse em diversas organizações brasileiras com influência ou diretamente ligadas à área espacial. O interesse é principalmente motivado pelo sucesso no desenvolvimento destes sistemas em outros países, cujo objetivo essencial, em sua maioria, é a utilização como ferramenta para formação de recursos humanos em universidades.

Os projetos de pico e nano-satélites têm diferentes formas de origem, em sua maioria, tratando-se de iniciativas em ambiente universitário, são motivados com a realização de um projeto real, com interesse no aperfeiçoamento da formação técnica de estudantes e o desenvolvimento tecnológico associado.

O fator inicial, na maioria dos casos, e impactante no processo de desenvolvimento é o objetivo primário de conceber, projetar e construir o pico ou nano-satélite como ferramenta de ensino e associá-lo a uma missão de interesse das organizações envolvidas. Dado este fator inicial e as diversas restrições associadas aos pico e nano-satélites torna-se ineficiente a aplicação direta de processos padrões de desenvolvimento de sistemas espaciais nestes projetos (exemplos: NASA, ESA, DoD), necessitando de adaptações e modificações.

Assim, o trabalho apresenta uma proposta para o processo de desenvolvimento técnico, compreendendo o desenvolvimento da arquitetura, de sistemas de pico e nano-satélites, como parte integrante do processo global de Engenharia de Sistemas.

4.1. Necessidades identificadas em projetos de pico e nano-satélites em ambiente universitário

As iniciativas de desenvolvimento de pico e nano-satélites, em ambiente universitário no Brasil, enfrentam dificuldades de diferentes naturezas, e as principais identificadas e vivenciadas pelo autor em diferentes projetos desta natureza (NANOSATC-BR e AESP-14) são descritas abaixo:

- a) os projetos vivenciados pelo autor, NANOSATC-BR e AESP-14 são projetos desenvolvidos em ambiente universitário no Brasil que têm como característica o envolvimento de estudantes de diferentes disciplinas específicas (engenharias, computação, ciências, entre outras) cujo ensino, na maioria dos casos, está embasado em abordagens ultrapassadas de engenharia em que não existe a visão sistêmica para o desenvolvimento de projetos. Este fato exige maior tempo de treinamento e especialização dos alunos para o desenvolvimento das atividades em nível sistêmico de produtos espaciais. Está em ascensão no Brasil a criação de cursos de graduação em que a visão sistêmica é a base de formação (ITA, UFMG, UFSM, UNB, UFABC), mas ainda há necessidade de amadurecimento;
- b) a formação de alunos universitários no Brasil, normalmente, não está ligada a organizações com experiência e maturidade na área espacial, assim, o tempo para o desenvolvimento de conhecimentos e amadurecimento dos participantes é longo e exige dedicação, o que é indesejável neste tipo de projeto, devido ao curto prazo de desenvolvimento e alta rotatividade dos participantes;
- c) a falta de referências aplicáveis de engenharia de sistemas é evidente nestes projetos, as referências disponíveis são de grandes organizações do setor espacial e foram desenvolvidas para atender a projetos de grande porte, assim, necessitam ser adaptadas para

aplicação em projetos de pequenos satélites. Isto, aliado a falta de experiência dos alunos pode levar muito tempo para a obtenção dos resultados da Engenharia de Sistemas, enquanto o projeto continua a ser desenvolvido conforme o cronograma da forma “tentativa e erro”;

d) os projetos necessitam de um grupo central de pessoas ou alunos com maior experiência em projetos desta natureza que serão os responsáveis por macro atividades de cada disciplina e orientarão os demais participantes em suas atividades. Esta abordagem foi utilizada no desenvolvimento do Projeto AESP-14 e resultou em melhorias no desenvolvimento.

4.2. Processo de engenharia de sistemas para pico e nano-satélites

A definição e aplicação de um processo de engenharia de sistemas deve fazer parte do desenvolvimento de sistemas de pico e nano-satélites, dado sua relevância na definição de soluções técnicas equilibradas, que atendem aos stakeholders, evitando retrabalhos e consequentemente atingindo menores prazos e custos de desenvolvimento.

A definição de um processo de engenharia de sistemas adequado, usualmente é realizada por meio da adaptação de processos tradicionais de desenvolvimento de sistemas espaciais (exemplos: NASA, ESA, DoD). Neste esforço de adaptação, os processos canônicos tem sua estrutura modificada, de forma que atividades são aglomeradas e adaptadas, adotando novas nomenclaturas ou até extintas, a ponto que, o processo fique moldado idealmente para tal aplicação.

O processo de engenharia de sistemas definido deve considerar as características particulares de cada projeto como o ambiente de desenvolvimento, experiência e conhecimento técnico dos desenvolvedores, além da cultura da organização para que sua utilização tenha bons resultados no desenvolvimento do projeto.

O Capítulo 3 apresenta dois diferentes processos de engenharia de sistemas aplicados no desenvolvimento de pico e nano-satélites em diferentes organizações universitárias, onde é possível identificar algumas particularidades em relação às adaptações de processos tradicionais e, ainda, a evidência de algumas atividades definidas como de maior importância para cada desenvolvimento.

Segundo Larson (2009) nós precisamos concordar em um comum entendimento da Engenharia de Sistemas, de tal forma que, não interessando como são divididas as regras e responsabilidades, precisamos ter certeza de que será desenvolvido de forma clara e objetiva como uma única funcionalidade.

O desenvolvimento deste trabalho tem foco na definição de uma proposta de processo para desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nano-satélites, entretanto, estes sistemas estão compreendidos em uma hierarquia superior (sistema de sistemas – missão espacial) e é necessário definir um processo global de desenvolvimento técnico da Engenharia de Sistemas considerando a hierarquia em que o sistema de interesse está compreendido.

Assim, o processo proposto de desenvolvimento técnico (compreende o desenvolvimento da arquitetura) apresenta ferramentas e métodos desde a identificação de necessidades de stakeholders de missão e definição de missão, para posterior detalhamento do processo de desenvolvimento sistema (pico ou nano-satélite).

O processo descrito neste trabalho apresenta as atividades essenciais de desenvolvimento da missão para possibilitar o desenvolvimento do sistema de interesse (pico ou nano-satélite).

A Figura 4.1 apresenta a divisão funcional proposta das atividades de Engenharia de Sistemas para o desenvolvimento de um sistema de pico e nano-satélites. Ressaltando que neste trabalho não foram abordadas as

atividades de interface entre a Engenharia de Sistemas e as demais disciplinas necessárias ao desenvolvimento de um sistema espacial.

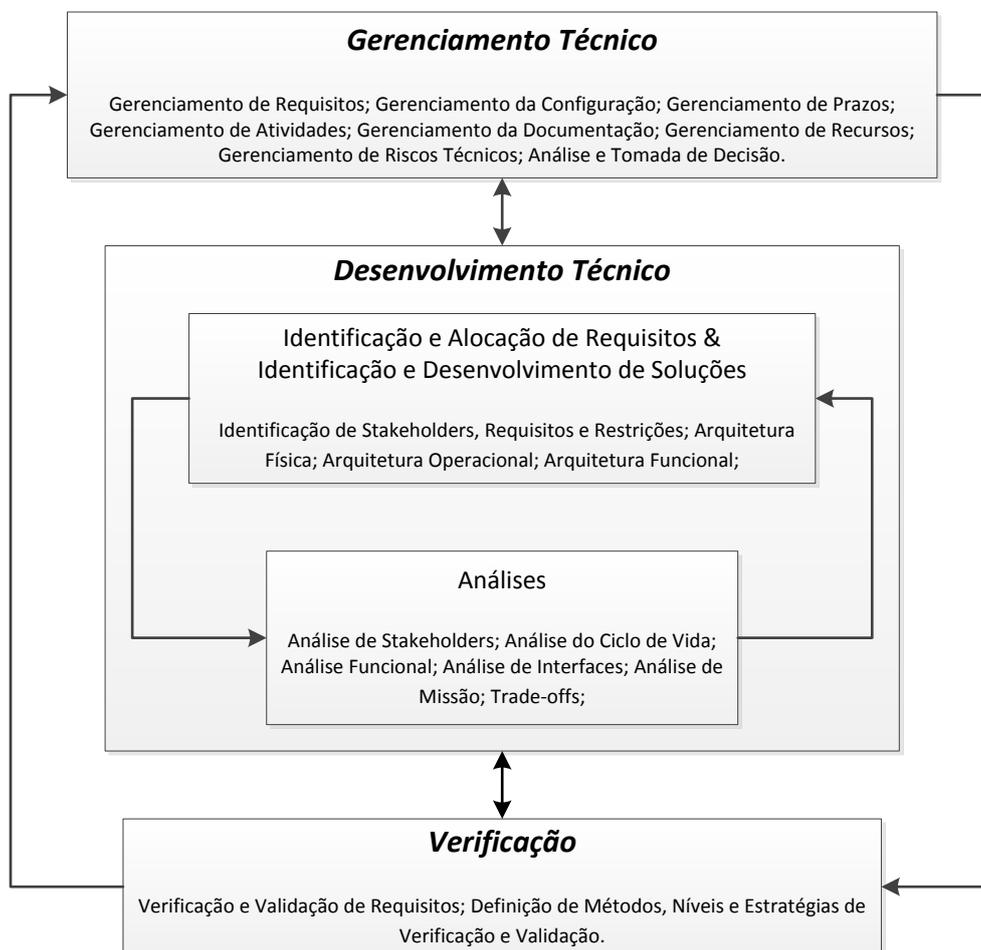


Figura 4.1 - Divisão funcional proposta das atividades de Engenharia de Sistemas.

O Gerenciamento Técnico consiste no esforço de integração técnica do projeto com objetivo de atender os requisitos de prazos, custos e escopo técnicos. O planejamento e controle da execução do processo de engenharia de sistemas é a atividade fundamental do gerente técnico para a obtenção de uma solução técnica ótima para o sistema. Outras atividades desenvolvidas no Gerenciamento Técnico de um projeto incluem: a definição e controle de meios de comunicação, o gerenciamento de atividades técnicas e recursos,

gerenciamento de riscos técnicos, gerenciamento da configuração, gerenciamento de requisitos e suporte em análises para tomada de decisão.

Assim, considerando a divisão funcional proposta para o desenvolvimento de sistemas de pico e nano-satélites têm-se os seguintes elementos que formam o Gerenciamento Técnico:

- a) gerenciamento de requisitos;
- b) gerenciamento da configuração;
- c) gerenciamento de prazos;
- d) gerenciamento de atividades;
- e) gerenciamento da documentação;
- f) gerenciamento de recursos;
- g) gerenciamento de riscos técnicos;
- h) análise e tomada de decisão.

O Desenvolvimento Técnico consiste no esforço de identificar as necessidades dos stakeholders, transformá-las em requisitos técnicos, desenvolver e caracterizar alternativas de soluções equilibradas (arquitetura) para o atendimento às necessidades dos stakeholders identificadas. Esta funcionalidade é dividida em dois grandes blocos:

- a) identificação e alocação de requisitos & identificação e desenvolvimento de soluções;
- b) análises.

A Verificação do Sistema consiste no esforço de planejamento, definição e execução de métodos, processos e níveis de verificação de requisitos para

todos os níveis hierárquicos do desenvolvimento. A verificação pode ser dividida nos seguintes elementos:

- a) verificação e validação de requisitos;
- b) definição de métodos, níveis e estratégias de verificação e validação.

4.3. Processo de desenvolvimento de arquitetura de sistemas de pico e nano-satélites

O processo proposto abrange as atividades ou subprocessos necessários ao desenvolvimento da arquitetura de pico e nano-satélites de acordo com a divisão funcional apresentada compreendendo as funcionalidades do desenvolvimento técnico.

O processo de desenvolvimento técnico atua na primeira parte do Modelo Vê da Engenharia de Sistemas (lado esquerdo), desenvolvendo atividades desde a identificação de necessidades até a entrega dos requisitos de alto nível e arquitetura para o nível hierárquico inferior.

O processo de desenvolvimento técnico deve ser definido na estratégia global da Engenharia de Sistemas de um projeto. O processo normalmente é apresentado em um documento denominado de Plano de Engenharia de Sistemas (do inglês: *Systems Engineering Plan - SEP*) o qual, nesta proposta, pode ser desdobrado em três planos menores, denominados de:

- a) Plano de Gerenciamento da Engenharia de Sistemas;
- b) Plano de Desenvolvimento Técnico;
- c) Plano de Verificação.

A Figura 4.2 apresenta a proposta dos principais planos de atividades a serem criados para o desenvolvimento de um sistema de pico e nano-satélites com o

detalhamento dos planos desdobrados para a disciplina de Engenharia de Sistemas.

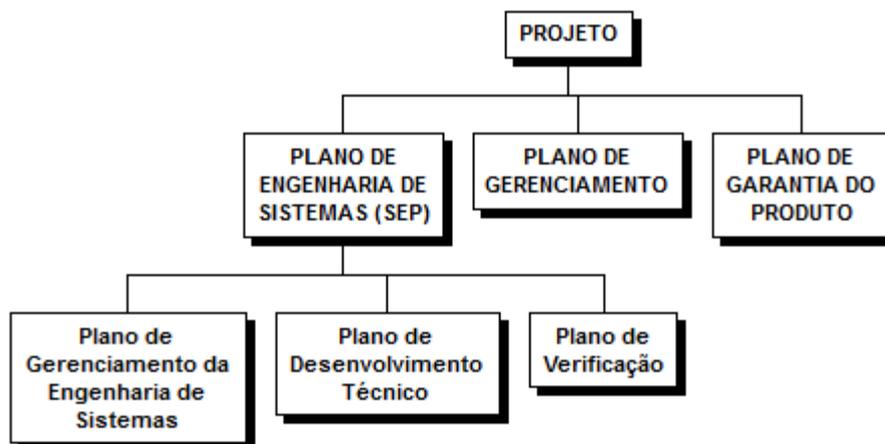


Figura 4.2 - Estrutura de documentação proposta dos planos de desenvolvimento da Engenharia de Sistemas.

A proposta de processo para o desenvolvimento da arquitetura de um sistema de pico e nano-satélites, parte integrante do plano de desenvolvimento técnico é apresentada nas próximas seções.

4.3.1. Aplicabilidade

O processo proposto se aplica para o desenvolvimento de sistemas espaciais de pico e nano-satélites que possuem como objetivo principal a formação e capacitação de recursos humanos. Os projetos, principalmente quando derivados de iniciativas em ambiente universitário, têm como objetivo principal a definição de uma missão apropriadamente identificada para justificar o desenvolvimento de um pequeno satélite. Algumas possibilidades de missões são analisadas e alguma é escolhida, e não necessariamente o desenvolvimento do sistema tem origem com o surgimento de uma necessidade de missão, em que, a solução tem como base o desenvolvimento de um pequeno satélite.

As possibilidades de missões são identificadas por meio de reuniões com interessados (possíveis stakeholders de missão) e analisadas internamente entre o Gerente do Projeto e os principais elementos da equipe de desenvolvimento, para a escolha da missão de interesse, considerando principalmente os aspectos gerenciais.

Definida a missão, de acordo com os interesses de ambas as partes (equipe de projeto e stakeholders de missão), tem início o processo de engenharia de sistemas proposto com a identificação das expectativas e necessidades dos stakeholders de missão.

O processo proposto tem foco no desenvolvimento do segmento espacial da missão, especificamente considerando estes elementos, pico ou nano-satélites.

O processo apresenta todas as atividades necessárias, considerando que não existem modelos padrões ou restrições de projeto para o elemento espacial, de forma que, é possível sua adaptação para tais condições. Quando o elemento de interesse de desenvolvimento possui modelo padrão ou restrições para seu desenvolvimento (exemplo: CubeSats), estes devem ser utilizados desde o início do desenvolvimento, e seu processo de desenvolvimento deve ser adaptado para tais condições iniciais.

4.3.2. Estrutura global do processo proposto

O processo de desenvolvimento técnico proposto apresenta as atividades a serem realizadas para o desenvolvimento da arquitetura de um pico ou nano-satélite, suas iterações e realimentações.

O processo de desenvolvimento técnico é apresentado dentro do macro processo de Engenharia de Sistemas onde são destacadas e apresentadas somente as atividades propostas para o desenvolvimento de arquitetura. As atividades de Gerenciamento Técnico e Verificação, que não fazem parte do

escopo deste trabalho, são desenvolvidas em paralelo às atividades do processo de desenvolvimento técnico e dão suporte em seus desdobramentos.

Os principais blocos de atividades do macro processo de Engenharia de Sistemas e as ações do desenvolvimento técnico são:

- a) Identificação de necessidades: identifica as necessidades dos stakeholders e define os requisitos de alto nível da missão.
- b) Definição da missão (Sistema Espacial): define o conceito operacional da missão, os requisitos da missão e requisitos de alto nível dos elementos da arquitetura da missão.
- c) Definição de segmento (Sistema de Interesse): define os requisitos e solução técnica do sistema (segmento) de interesse, decompõe os requisitos para suas partes (nível hierárquico inferior) e define uma solução física, funcional e seus relacionamentos.
- d) Desenvolvimento de subsistemas: define os requisitos para os componentes de nível hierárquico inferior, a serem desenvolvidos por especialistas de cada área do conhecimento.

A Figura 4.3 apresenta a estrutura do macro processo de Engenharia de Sistemas e seu detalhamento nas subatividades em que atua o desenvolvimento técnico.

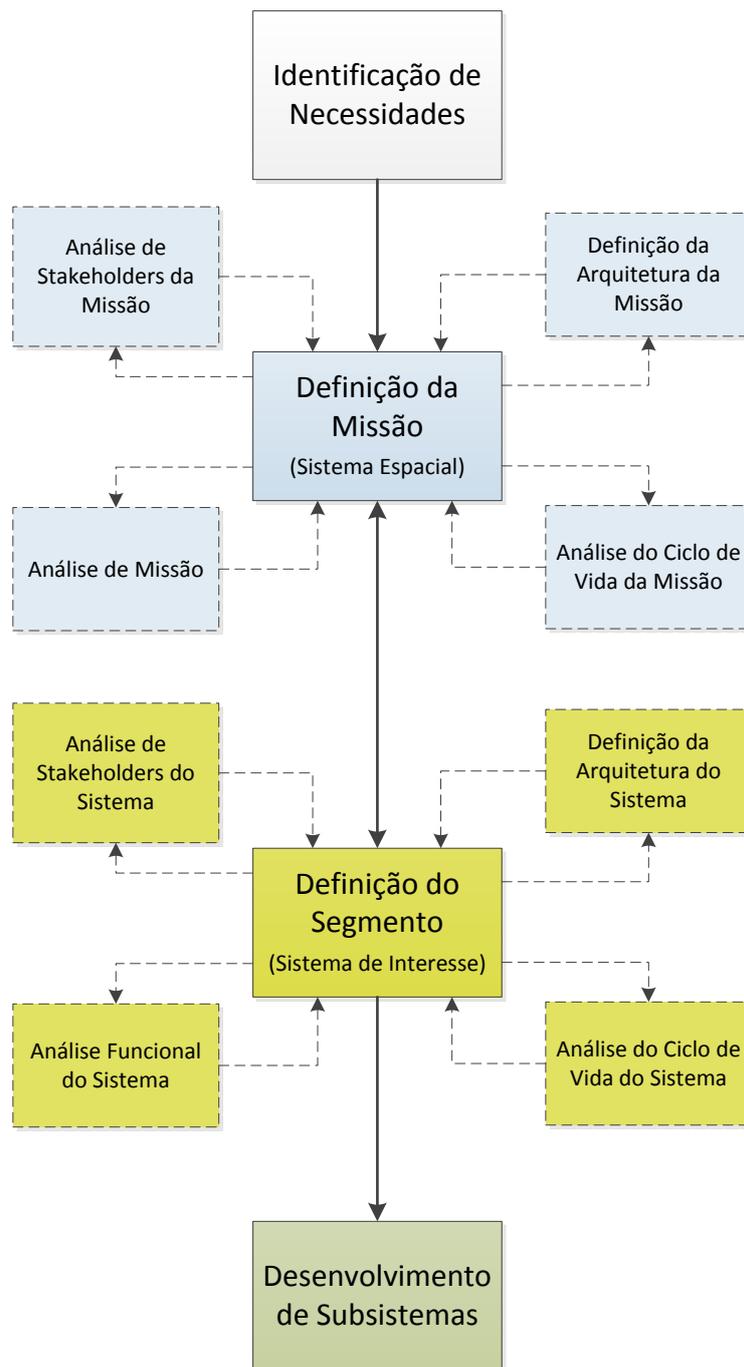


Figura 4.3 - Estrutura do macro processo de engenharia de sistemas com detalhamento de subatividades atuantes do desenvolvimento técnico.

O macro processo proposto abrange desde a identificação de stakeholders, concepção e definição da missão (sistema espacial), a definição do segmento

(sistema de interesse) até o desdobramento de requisitos de alto nível para subsistemas, conforme apresenta a Figura 4.4.

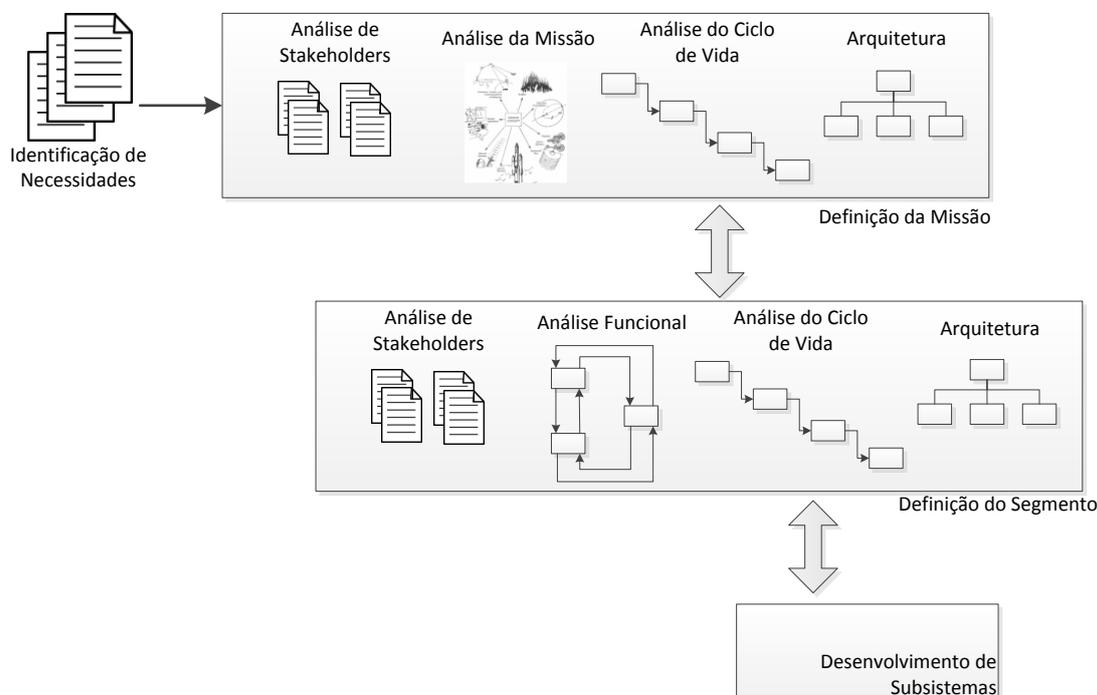


Figura 4.4 - Diagrama representativo do macro processo de engenharia de sistemas proposto.

O processo é altamente iterativo e este deve ser modificado de tal maneira que atenda as expectativas dos desenvolvedores e usuários.

Segundo Hatley e Pirbhai (1988) a natureza do desenvolvimento de sistemas possui sempre um processo iterativo, no qual, qualquer passo determinado pode retroalimentar e modificar decisões tomadas num passo precedente.

O macro processo proposto pode ser expandido, adicionando-se as atividades de verificação e gerenciamento técnico além de ampliação para os demais segmentos da missão, de forma a obter um processo de engenharia de sistemas completo para uma missão espacial de pico ou nano-satélites.

4.3.3. Documentos

A documentação a ser desenvolvida para o processo de desenvolvimento técnico proposto é apresentada na Tabela 4.1, onde está relacionada com as fases de desenvolvimento de um projeto, adaptado da referência ECSS-M-ST-10C (2009).

Tabela 4.1 - Cronograma de realização de documentação do desenvolvimento técnico.

Documento \ FASE	FASE 0	FASE A	FASE B	FASE C
Plano de Engenharia de Sistemas				
Análise de Stakeholders e Requisitos de Missão				
Análise e Conceito Operacional de Missão				
Análise e Requisitos de Sistema				
Arquitetura do Sistema e Requisitos de Subsistemas				
FASE 0: Identificação de Necessidades/ Análise de Missão FASE A: Viabilidade	FASE B: Definição Preliminar de Projeto FASE C: Definição Detalhada de Projeto FASE D: Qualificação e Produção			

Fonte: fases adaptadas de ECSS-M-ST-10C (2009).

Os documentos devem ser desenvolvidos utilizando esforços conjuntos do Desenvolvimento Técnico, do Gerenciamento Técnico e também da Verificação. Os documentos devem ser realimentados a cada iteração das atividades, tornando-se “documentos vivos” e tem sua versão congelada somente após aprovação em eventos de revisão de projeto de acordo com o objetivo de cada fase e revisão definidas.

O gerenciamento dos documentos é vital para o desenvolvimento do projeto, uma vez que, os documentos desenvolvidos no processo geram os requisitos

fundamentais para o desenvolvimento de soluções técnicas para o sistema e suas partes, que sofrem modificações durante o processo. O conteúdo detalhado proposto para cada documento é apresentado na Tabela 4.2.

Tabela 4.2 - Detalhamento do conteúdo da documentação do desenvolvimento técnico proposto.

Documento	Conteúdo
Plano de Engenharia de Sistemas	<ul style="list-style-type: none"> • Visão geral do projeto; • Estratégia de desenvolvimento de Engenharia de Sistemas; • Atividades e responsabilidades da Engenharia de Sistemas; • Interfaces da Engenharia de Sistemas com demais áreas do projeto; • Descrição do processo de engenharia de sistemas; • Definição de atividades da engenharia de sistemas por fase do projeto; • Apresentação de métodos, ferramentas e modelos para desenvolvimento das atividades de engenharia de sistemas.
Análise de Stakeholders e Requisitos de Missão	<ul style="list-style-type: none"> • Identificação de stakeholders de missão e suas expectativas; • Identificação de necessidades; • Definição de requisitos de stakeholders; • Definição de requisitos de missão e critérios de sucesso.
Análise e Conceito Operacional de Missão	<ul style="list-style-type: none"> • Análise Funcional da missão; • Identificação e análise de elementos da arquitetura de missão; • Identificação e análise de conceitos operacionais da missão; • Análise do ciclo de vida e modos de operação da missão; • Definição da arquitetura da missão e desdobramento de requisitos para os elementos da arquitetura.
Análise e Requisitos de Sistema	<ul style="list-style-type: none"> • Análise de stakeholders do sistema; • Análise Funcional do sistema; • Identificação e análise de conceitos operacionais do sistema (análise de modos operacionais); • Análise do ciclo de vida (identificação dos processos e desdobramento de cenários do ciclo de vida);
Arquitetura do Sistema e Requisitos de Subsistemas	<ul style="list-style-type: none"> • Definição da arquitetura funcional do sistema • Definição da arquitetura física do sistema; • Análise de riscos técnicos; • Desdobramento de requisitos para os subsistemas.

5 DESCRIÇÃO DETALHADA DO PROCESSO

A descrição detalhada do processo apresenta genericamente cada atividade do macro processo de engenharia de sistemas por meio de diagramas de blocos mostrando suas entradas e saídas, conforme a Figura 5.1.

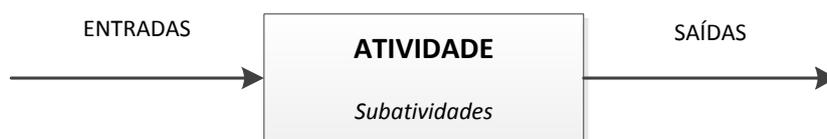


Figura 5.1 - Modelo do diagrama de blocos das atividades.

As atividades são desdobradas em atividades menores (aqui denominadas de subatividades) em que o Desenvolvimento Técnico tem atuação. As subatividades são ainda quebradas em micro atividades, apresentadas na forma de fluxogramas, mostrando suas iterações e realimentações em conjunto com a sua descrição.

A descrição de cada micro atividade apresenta essencialmente o método (filosofia de pensamento), modelos e, para algumas atividades, ferramentas possíveis de utilização e exemplos, de forma a resultar em um guia de desenvolvimento.

As iterações e realimentações são executadas de forma não linear e as subatividades somente são congeladas após decisão gerencial do projeto, quando se atinge determinado grau de maturidade suficiente para cada etapa do desenvolvimento.

5.1. Identificação de necessidades

O processo de engenharia de sistemas proposto tem início na atividade de identificação de necessidades. A identificação de necessidades objetiva

identificar os stakeholders principais de missão, suas expectativas e necessidades, as quais guiam e fornecem ao sistema uma razão para seu desenvolvimento e existência, e sintetizá-los em requisitos de stakeholders. As necessidades identificadas possuem uma referência para avaliar a eficácia do sistema.

A entrada principal da identificação de necessidades é a identificação de missão potencial e tem como saída os requisitos de stakeholders, conforme apresenta a Figura 5.2.

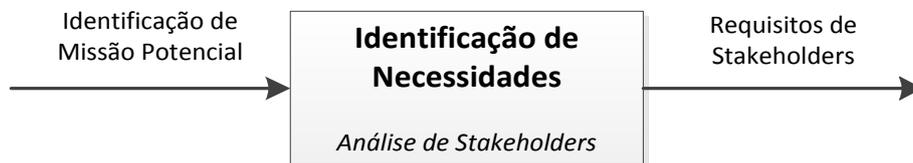


Figura 5.2 - Diagrama de blocos da atividade de identificação de necessidades.

Segundo Larson (2009) a identificação de stakeholders relevantes e os requisitos técnicos que descrevem o que a missão deve alcançar devem ser adequadamente capturados, pois, falhas neste processo de captura de expectativas iniciais podem resultar em desencontros entre o que é necessário e o que é desenvolvido. A atividade de identificação de necessidades é constituída das seguintes micro atividades:

- a) identificação de stakeholders principais de missão;
- b) identificação de expectativas de stakeholders principais de missão;
- c) identificação e definição de necessidades de stakeholders principais de missão;
- d) análise, sintetização e validação de requisitos de stakeholders principais de missão.

A Figura 5.3 apresenta o fluxograma relativo às micro atividades da identificação de necessidades e seus relacionamentos durante o desenvolvimento.

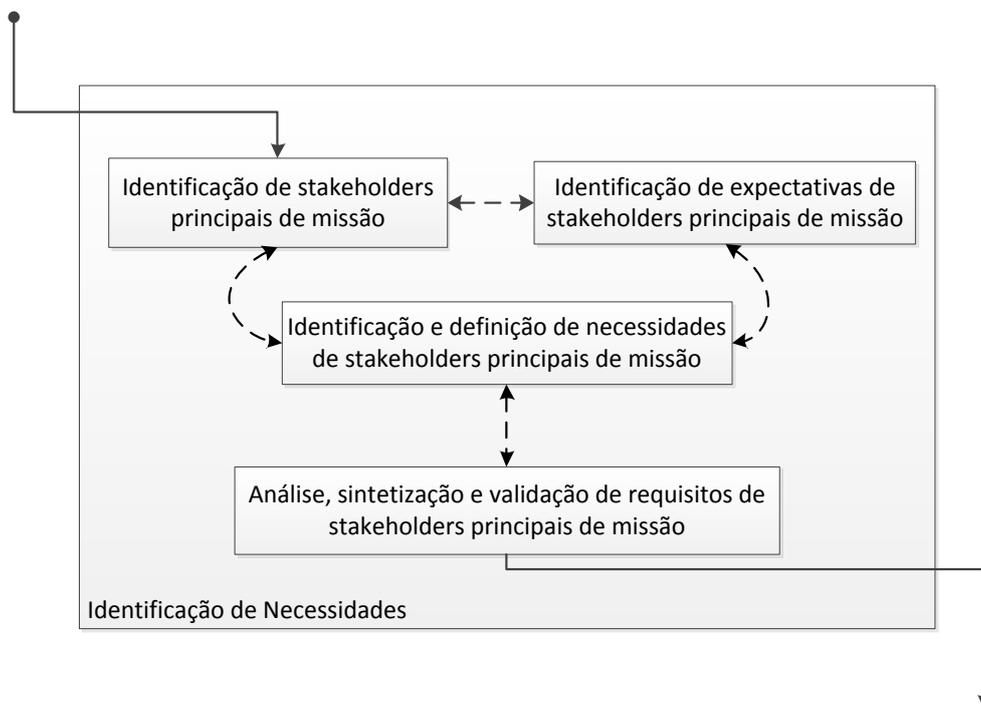


Figura 5.3 – Fluxograma de relacionamento das microatividades da identificação de necessidades.

O desenvolvimento desta atividade ocorre basicamente por meio de reuniões formais, devidamente registradas, de responsabilidade do Gerenciamento Técnico, para que não existam desentendimentos e múltiplas interpretações em relação ao que os stakeholders expressam como necessidades e para que as informações obtidas fiquem apropriadamente documentadas.

O processo de identificação de necessidades pode ser documentado por meio de uma única planilha, como propõe o modelo no APÊNDICE A, na qual são sumarizadas as informações obtidas deste processo e iniciam uma estrutura organizada que permite a rastreabilidade da origem de requisitos.

5.1.1. Identificação de stakeholders principais de missão

Segundo Larson (2009) para traduzir as expectativas iniciais, necessidades, restrições e capacidades do sistema em requisitos, é necessário primeiramente saber quem são os stakeholders. Estes são pessoas ou organizações que tem interesse ou podem ser influenciados direta ou indiretamente pelo sistema ou seu desenvolvimento.

O processo inicia com a identificação de stakeholders principais ligados a missão. Os principais stakeholders na fase inicial do desenvolvimento de um sistema são:

- a) stakeholder de origem da iniciativa;
- b) stakeholders de parceiras;
- c) stakeholders patrocinadores;
- d) stakeholders que utilizarão os resultados do sistema;
- e) stakeholders regulamentadores;
- f) stakeholders de execução do desenvolvimento;
- g) stakeholders governamentais.

Sharp et al. (1999) afirmam que a identificação de stakeholders é problemática porque leva a identificação de uma variedade muito grande de stakeholders, e é importante a distinção dos stakeholders que realmente influenciam no sistema.

No desenvolvimento de pico e nano-satélites a identificação dos stakeholders iniciais constitui um trabalho em conjunto dos integrantes da engenharia de sistemas e, tipicamente, são quatro os stakeholders principais:

- a) principal interessado no sistema;

- b) responsável pela iniciativa de desenvolvimento do sistema;
- c) desenvolvedores do sistema;
- d) patrocinador do desenvolvimento do sistema.

A documentação da identificação dos stakeholders principais pode ser apresentada conforme o modelo de planilha apresentado no APÊNDICE A, no qual, os seguintes atributos devem ser apresentados para cada stakeholder identificado:

- a) identificador do stakeholder: código contendo algarismo numérico para rastreabilidade;
- b) nome do stakeholder: nome que identifica o stakeholder: organização, pessoa ou grupo de pessoas;
- c) tipo do stakeholder: Segundo Larson (2009) classificado em: ativo, passivo ou patrocinador;
- d) importância do stakeholder: classificação qualitativa de acordo com o grau de influência do stakeholder na missão (primário ou secundário).

5.1.2. Identificação de expectativas de stakeholders principais de missão

A identificação das expectativas iniciais de stakeholders se dá por meio de reuniões internas ao grupo de desenvolvimento e consultas aos stakeholders, onde a Engenharia de Sistemas deve capturar e registrar as informações iniciais, as quais darão base à definição do sucesso da missão.

As expectativas de stakeholders devem ser extraídas em sua forma mais pura possível, sem interferência ou restrições de solução. A expectativa inicial deve ser expressa em alto nível de abstração e utilizar a linguagem do stakeholder. Como exemplo da expectativa de stakeholder: “Espero ser capaz de

desenvolver uma teoria sobre o fenômeno de bolhas de plasma com dados coletados na ionosfera”.

As expectativas iniciais, no desenvolvimento de projetos de pico e nano-satélites podem ser resumidas da seguinte forma:

- a) interesse científico ou tecnológico: deve desdobrar no objetivo principal da missão através de necessidades dos stakeholders;
- b) interesse na educação e formação de recursos humanos: deve desdobrar no envolvimento de estudantes para capacitação;
- c) interesse no fomento da pesquisa e inovação tecnológica: deve gerar pesquisas e possíveis inovações tecnológicas;
- d) interesse no desenvolvimento a um baixo custo e pequeno prazo: deve desdobrar em restrições.

As expectativas de stakeholders de diferentes esferas, não somente dos stakeholders principais, mas também de organizações (instituições e pessoas) indiretamente afetadas ou que influenciam no sistema, são capturadas por meio de *brainstorming* junto ao grupo de engenharia de sistemas e são tratadas secundariamente, a menos que existam expectativas diretamente influentes no sistema. Estes devem ser capturados, pois, possivelmente modificações insignificantes para o projeto podem atender às expectativas secundárias aumentando o proveito dos esforços do desenvolvimento.

As expectativas podem ser negativas ou restritivas ao sistema e seu desenvolvimento, tornando-se restrições e possivelmente necessitando de ações ou desenvolvimentos protetivos ao sistema ou seu desenvolvimento.

As expectativas devem ser documentadas de forma a apresentar textualmente a expectativa e o seu tipo (classificado em: funcional, financeiro, ambiental ou

restrição) conforme o modelo apresentado no APÊNDICE A, juntamente com o stakeholder de origem.

5.1.3. Identificação e definição de necessidades de stakeholders principais de missão

As necessidades são definidas como: as expectativas dos stakeholders detalhadas ao ponto de apresentar elementos mensuráveis, mesmo que, em um primeiro momento não definidos valores numéricos. As necessidades são as diretrizes que guiam o desenvolvimento técnico do sistema, definindo capacidades a serem atendidas e restrições a serem respeitadas pelo sistema.

Segundo Larson (2009) o cliente (stakeholder) está necessitando de uma capacidade, não um satélite, o satélite é simplesmente o meio para tal finalidade.

Nesta atividade são concentrados os esforços na captura de elementos técnicos mensuráveis oriundos dos usuários do sistema ou dos seus resultados. Como exemplo, para uma necessidade de stakeholder de missão: “O cientista espera obter dados da densidade de elétrons na região ionosférica terrestre entre 200 a 900 km, durante a noite, para a região Brasileira do globo, a fim de desenvolver uma teoria sobre o fenômeno de bolhas de plasma”.

As necessidades são obtidas diretamente dos stakeholders por meio de entrevistas ou reuniões. Esta atividade pode demandar tempo para ser desenvolvida com sucesso, pois, naturalmente, o stakeholder entrevistado expressa a sua necessidade de forma vaga e sem foco. Normalmente o stakeholder tenta conduzir o assunto da entrevista para o objeto de sua expectativa e muitas informações não essenciais são apresentadas. Assim, a entrevista deve ser preparada de tal forma que se obtenha as informações de forma clara e objetiva.

Segundo Larson (2009), o stakeholder expressa seus requisitos durante as entrevistas e quase sempre ilustra verbalmente os cenários ou apresenta imagens do seu real ambiente de desejo. Assim, o entrevistador precisa estar atento e perguntar questões específicas que ajudam a construir os requisitos, algumas técnicas incluem:

- a) entrevista estruturada;
- b) análise de custo/benefício;
- c) análise SWOT – *Strengths, Weaknesses and Threats*;
- d) *brainstorming*;
- e) análise e dados de campo;
- f) pesquisas.

As necessidades devem ser documentadas de forma a apresentar textualmente a necessidade e a sua categoria (classificada em: capacidade/funções ou características/não funcional), conforme modelo do APÊNDICE A, juntamente com o stakeholder de origem e seus interesses.

5.1.4. Análise, sintetização e validação de requisitos de stakeholders principais de missão

As necessidades capturadas das entrevistas com os stakeholders devem ser analisadas, formalizadas e então validadas com os próprios stakeholders.

Segundo Larson (2009) a análise das necessidades consiste no esforço de verificar o contexto legal, a coerência e definir claramente os objetivos de cada necessidade. Assim, é possível classificar as necessidades de acordo com sua prioridade e validá-las junto aos stakeholders.

As necessidades validadas devem ser transcritas em formato de requisitos de stakeholders, apresentando os seguintes atributos:

- a) identificador do requisito;
- b) stakeholder e necessidade de origem;
- c) medida de efetividade;
- d) prioridade (mandatório, desejável ou opcional);
- e) estratégia de validação;
- f) base lógica (*rationale*);
- g) situação do requisito (em análise, válido ou desativado).

Os requisitos de stakeholders são utilizados para o desenvolvimento do propósito da missão (*mission statement*) e também formam o conjunto de requisitos de alto nível da missão. Os requisitos de alto nível da missão serão refinados e a missão será completamente definida ao final do processo de definição da missão.

5.2. Definição da missão (sistema espacial)

O processo de definição da missão tem como objetivos estabelecer os requisitos de missão e suas medidas de efetividade, definir a arquitetura da missão, o ciclo de vida da missão, o conceito operacional da missão e os requisitos de alto nível para os elementos da arquitetura da missão (nível inferior). Assim, definidas as saídas do processo em certo grau de maturidade, é possível o desenvolvimento da atividade de definição do sistema de interesse.

A entrada principal para a definição da missão é o conjunto de restrições, requisitos de stakeholders e seus atributos, de forma que os requisitos de stakeholders guiam o que deve ser atendido mandatoriamente, separadamente dos desejos secundários, enquanto os requisitos de missão, representados por uma das saídas desta atividade, apresentam o que realmente será entregue

pela missão e não necessariamente podem atender as necessidades secundárias (*nice to have*), conforme o diagrama da Figura 5.4.



Figura 5.4 - Diagrama de blocos da atividade de definição da missão.

A Figura 5.5 apresenta o fluxograma relativo às seguintes subatividades e seus relacionamentos no desenvolvimento da definição da missão:

- a) Análise de Stakeholders;
- b) Análise de Missão;
- c) Arquitetura de Missão;
- d) Análise do Ciclo de Vida.

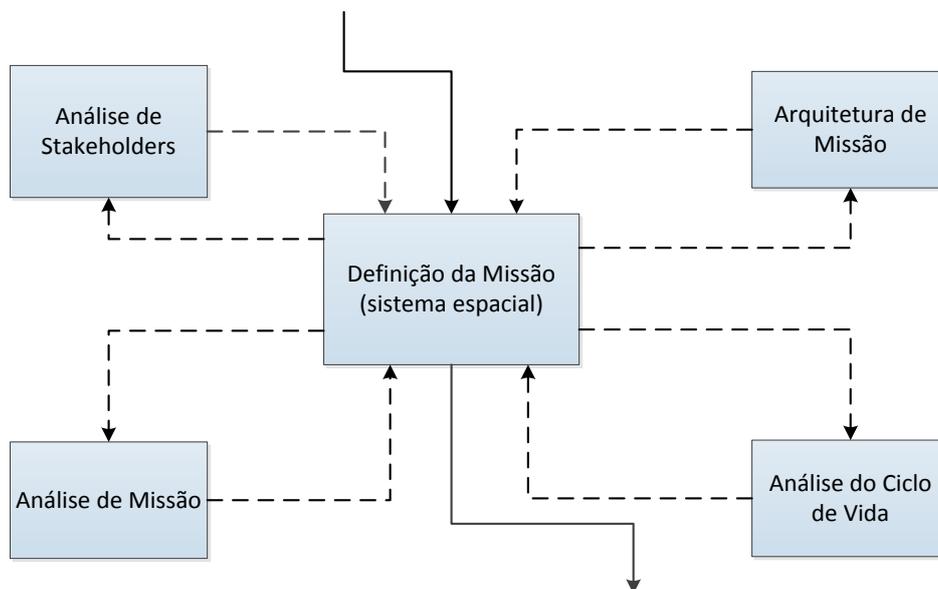


Figura 5.5 – Fluxograma de relacionamento das subatividades da definição da missão.

A execução das subatividades da definição da missão envolve a utilização de ferramentas diversas, dada a natureza divergente de cada atividade. Destaca-se a utilização de softwares, rotinas de cálculo ou base de dados para a análise de parâmetros do ambiente espacial e o comportamento dinâmico do elemento espacial em órbita, avaliado para as possíveis soluções, dentro do escopo e atendimento da missão.

5.2.1. Análise de stakeholders de missão

A análise de stakeholders de missão pode ser considerada a continuidade da identificação de stakeholders principais, expandindo o contexto de análise, no sentido de identificar e tratar as necessidades de stakeholders ligados aos elementos da arquitetura da missão. Segundo Larson (2009) o desenvolvimento de um sistema espacial compreende os seguintes elementos da arquitetura da missão:

- a) Objeto de aferição;

- b) Órbita e trajetória;
- c) Elemento espacial;
- d) Elemento lançador;
- e) Elemento solo;
- f) Elemento de operação da missão;
- g) Arquitetura de comando, controle e comunicação.

A subatividade de análise de stakeholders de missão é composta das seguintes microatividades, conforme fluxograma de iterações apresentado na Figura 5.6:

- a) Identificação dos stakeholders de missão;
- b) Identificação e definição de necessidades de stakeholders de missão;
- c) Análise, sintetização e validação de requisitos de stakeholders de missão;
- d) Identificação de requisitos de missão.

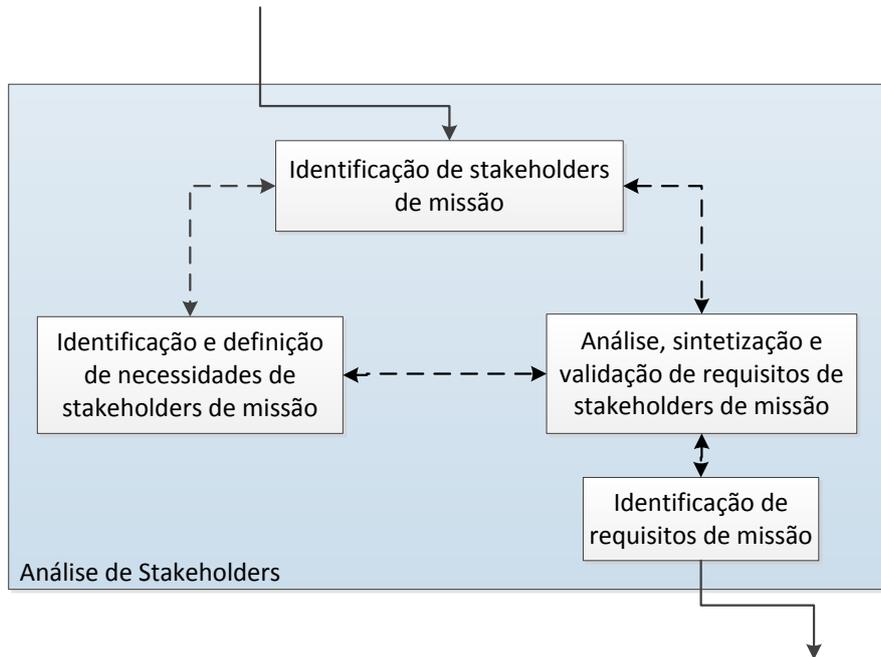


Figura 5.6 - Fluxograma de relacionamento das micro atividades da análise de stakeholders de missão.

A realização desta subatividade deve utilizar as mesmas técnicas apresentadas para a identificação de necessidades, Seção 5.1, e a documentação resultante desta atividade deve apresentar os requisitos de missão e os stakeholders identificados. Os stakeholders identificados podem ser documentados utilizando o mesmo modelo proposto para documentação dos stakeholders principais de missão, do APÊNDICE A.

A documentação, classificação e gerenciamento dos requisitos não é atividade do Desenvolvimento Técnico, mas a identificação dos requisitos e seus atributos faz parte das atividades.

A análise de stakeholders dos elementos da arquitetura da missão geram requisitos de missão e estes são posteriormente desdobrados e atribuídos diretamente aos elementos da missão, tornando-se os requisitos de alto nível para o desenvolvimento destes elementos.

São exemplos de necessidades, que serão traduzidas em requisitos de missão, originados por stakeholders dos elementos da arquitetura da missão, no desenvolvimento de um sistema de pico e nano-satélites:

a) stakeholder do elemento de operação da missão:

- necessita facilidade de comunicação com o elemento solo,
- necessita de interfaces confiáveis de comunicação com o elemento solo;

b) stakeholder do elemento lançador:

- necessita a garantia de segurança do elemento espacial, necessita de pouco trabalho e reduzido tempo na integração do elemento espacial ao elemento lançador, necessita que o elemento espacial esteja conforme o espaço alocado no lançador,
- necessita que a massa do elemento espacial esteja dentro dos limites estabelecidos,
- necessita que as frequências naturais de vibração do elemento espacial estejam dentro dos limites estabelecidos;

c) stakeholder do elemento solo:

- necessita de interfaces fáceis para comunicação com o elemento espacial,
- necessita que o manual de operação esteja bem estruturado e completo;

d) stakeholder regulamentador de comunicação:

- necessita que seja mantida a frequência alocada para comunicação não interferindo em outros sistemas;

e) stakeholder de mitigação de detritos espaciais:

- necessita que o projeto de pico e nano-satélites estejam de acordo com regulamentações, como por exemplo: a NPR8715.6 (2009) da NASA, para limitar detritos espaciais.

As necessidades identificadas devem ser transcritas e documentadas, conforme o modelo do APÊNDICE A, em formato de requisitos de stakeholders e apresentar os seguintes atributos:

- a) identificador do requisito;
- b) stakeholder e necessidade de origem;
- c) medida de efetividade;
- d) prioridade (mandatório, desejável ou opcional);
- e) estratégia de validação;
- f) base lógica (rationale);
- g) situação do requisito (em análise, válido ou desativado).

Os requisitos de stakeholders identificados passam por uma análise e aqueles apropriados à missão e sem conflitos com demais requisitos, tornam-se requisitos de missão. Os requisitos de missão devem ser documentados apresentando os seguintes atributos:

- a) identificador do requisito;
- b) identificador do requisito de stakeholder de origem;
- c) critério de aceitação;

- d) estratégia de verificação;
- e) base lógica (rationale);
- f) situação do requisito (em análise, válido ou desativado).

5.2.2. Análise de missão

A análise de missão consiste na análise funcional de alto nível da missão, seu desdobramento e exploração de alternativas para o conceito operacional da missão. O resultado da análise de missão é um conjunto de requisitos (alocáveis aos elementos do nível hierárquico inferior - elementos da arquitetura da missão) e propostas de alternativas do conceito operacional da missão, que atendem aos requisitos de alto nível da missão. A Figura 5.7 apresenta um fluxograma das iterações das seguintes microatividades componentes da análise de missão:

- a) Análise funcional da missão;
- b) Identificação e análise de alternativas do conceito operacional da missão;
- c) Análise de modos de operação da missão;
- d) Identificação de requisitos de missão.

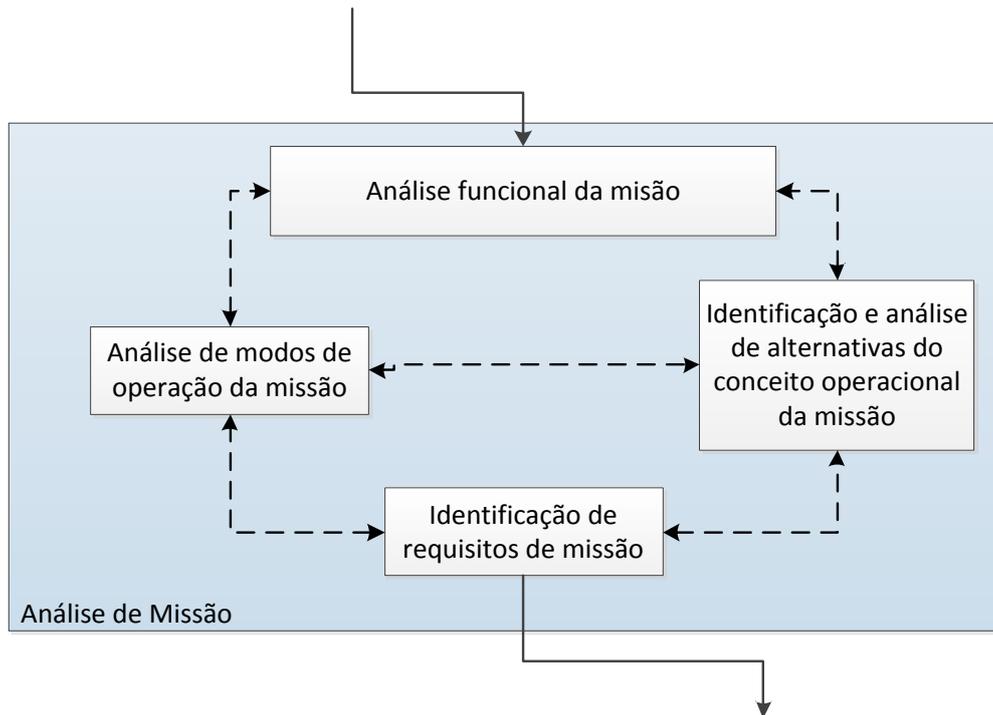


Figura 5.7 - Fluxograma de relacionamento das microatividades da análise de missão.

As atividades da análise de missão são iterativas e realizadas concorrentemente às atividades de definição da arquitetura de missão até que a definição de cada elemento da arquitetura da missão seja estabelecida e refinada para os elementos de interesse de desenvolvimento.

5.2.2.1. Análise funcional da missão

A análise funcional da missão consiste essencialmente no esforço de definir as funções necessárias ao atendimento da missão e seus desdobramentos. A definição de uma estrutura funcional para a missão resulta das seguintes etapas:

- a) Identificação da função essencial da missão;
- b) Desdobramento da função essencial.

A Figura 5.8 apresenta um exemplo de decomposição funcional em nível 1, através de uma árvore funcional, para uma missão espacial, em que, o objetivo principal é a validação da plataforma de um CubeSat através da coleta de dados científicos.

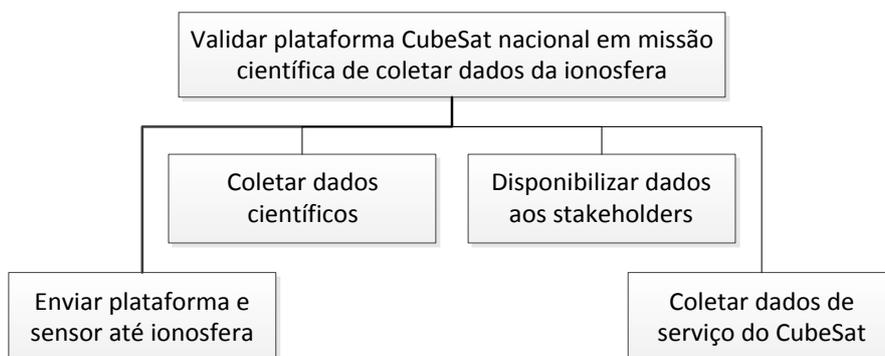


Figura 5.8 - Exemplo de decomposição funcional da missão em nível 1.

A abordagem apresentada de desdobramento funcional é desenvolvida seguindo o seguinte raciocínio: pergunta-se para a função do nível superior, quais funções são necessárias para o seu atendimento, dentro das condições já concebidas nas demais atividades de análise de missão e, então, as funções desdobradas compõem as funções que serão alocadas aos elementos do nível hierárquico inferior (elementos da arquitetura da missão) na subatividade denominada de arquitetura da missão.

O diagrama de blocos de fluxo funcional - FFBD (*Functional Flow Block Diagram*) é um modelamento para a visualização do fluxo de funções que a missão deve realizar cronologicamente e, a partir desta representação é possível realimentar o diagrama de decomposição funcional. A Figura 5.9 apresenta um exemplo de funções de nível 1 que uma missão deve realizar, para atendimento da função principal de forma cronológica.

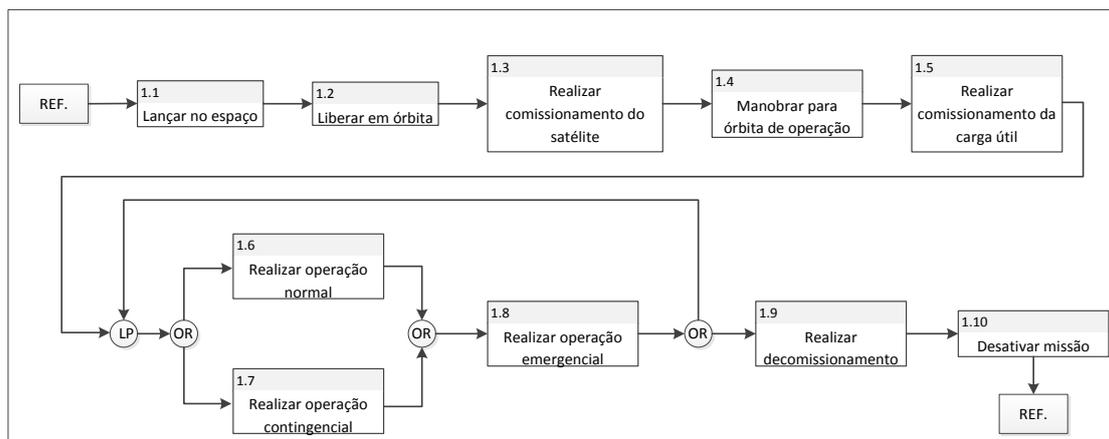


Figura 5.9 – Exemplo de diagrama de blocos de fluxo funcional da missão em nível 1.

Os dois métodos de decomposição funcional tem abordagens diferentes e desdobram a função principal da missão em sub-funções, estas, que serão alocadas aos elementos da arquitetura da missão na subatividade de desenvolvimento da arquitetura. As funções desdobradas devem ser analisadas e refinadas para definição de desempenho e devem ser documentadas de acordo com a microatividade de identificação de requisitos de missão, na Seção 5.2.2.4.

5.2.2.2. Identificação e análise de alternativas do conceito operacional da missão

O conceito operacional da missão identifica e avalia, no cenário operacional do ciclo de vida da missão, as funções e comportamento dos elementos da arquitetura com o objetivo de identificar requisitos operacionais da missão, seus desempenhos e também identificar interfaces, aspectos estes, que terão impacto na identificação de possíveis soluções dos elementos da arquitetura da missão.

Larson (2009) apresenta uma sequência de etapas para a identificação de um conceito operacional de uma missão:

- a) Definir as necessidades operacionais;
- b) Apresentar sequencia operacional da missão;
- c) Apresentar ambientes operacionais;
- d) Incluir condições ou eventos para analisar a resposta do sistema;
- e) Descrever os requisitos de desempenho da missão;
- f) Definir as interfaces operacionais com outros sistemas.

As necessidades operacionais tem origem dos requisitos de stakeholders que, por sua vez, são desdobrados para requisitos de missão de alto nível e, então, apresentam as necessidades operacionais do sistema. Estas podem incluir, por exemplo, os seguintes parâmetros operacionais: frequência de observação, período de resposta, precisão de geolocalização, cobertura e disponibilidade.

A identificação de mais de uma alternativa para o cenário operacional da missão é factível e estas devem ser analisadas em conjunto com as demais atividades da análise de missão para determinação da solução para operação do sistema a ser adotada. Usualmente, no desenvolvimento de missões de pico e nano-satélites, uma só alternativa é identificada devido às restrições associadas a estes sistemas, assim, naturalmente, não necessitando de análises para tomada de decisão. A Figura 5.10 apresenta um exemplo de conceito operacional de missão tipicamente utilizado para missões científicas.

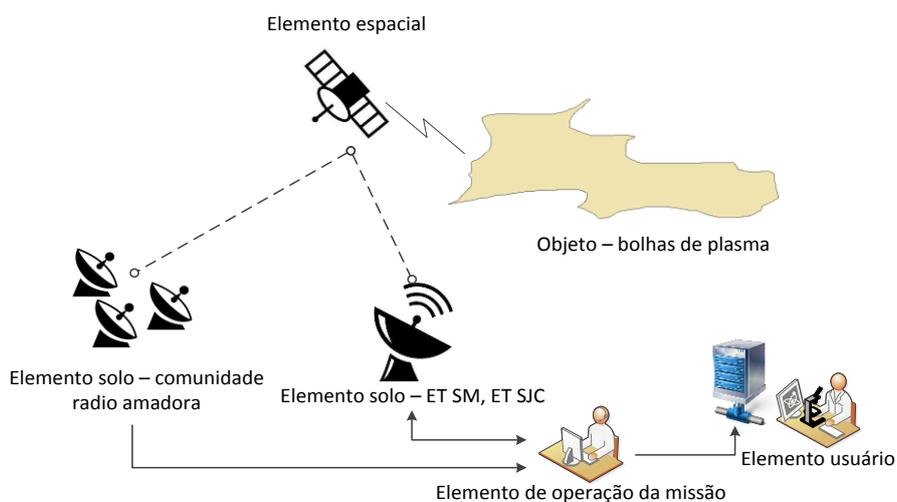


Figura 5.10 – Exemplo de conceito operacional de missão científica.

Os requisitos identificados nesta atividade são tratados, analisados e documentados na microatividade de identificação de requisitos de missão, apresentado na Seção 5.2.2.4.

5.2.2.3. Análise de modos de operação da missão

Os modos de operação da missão envolvem o ciclo de operação dos elementos da arquitetura da missão e suas iterações durante a fase operacional da missão. Os modos operacionais da missão são similares aos modos de operação do segmento espacial, devido sua primordial função dentro da missão. Os modos de operação de uma missão espacial são, tipicamente:

- a) Inicialização: preparação dos elementos para lançamento do elemento espacial e operacionalização do segmento solo;
- b) Operação nominal: inclui o lançamento do elemento espacial, seu comissionamento em órbita e o ciclo de operação nominal em comunicação com o segmento solo e recebimento de dados pelo segmento usuário;

- c) Operação degradada: quando algum dos elementos da arquitetura não tem suas funções operando normalmente. Isto é, o fluxo nominal de dados para o usuário está degradado;
- d) Desativação da missão: quando finalizada a operação nominal e declarada a desativação dos elementos da arquitetura. Exemplos:
- desativação e decaimento do elemento espacial,
 - desativação ou mudança de operação de missão do segmento solo.

Dado a definição dos modos de operação da missão é possível definir as condições para mudança de modos operacionais e representa-los através de um diagrama de transição de modos, conforme o exemplo da Figura 5.11.

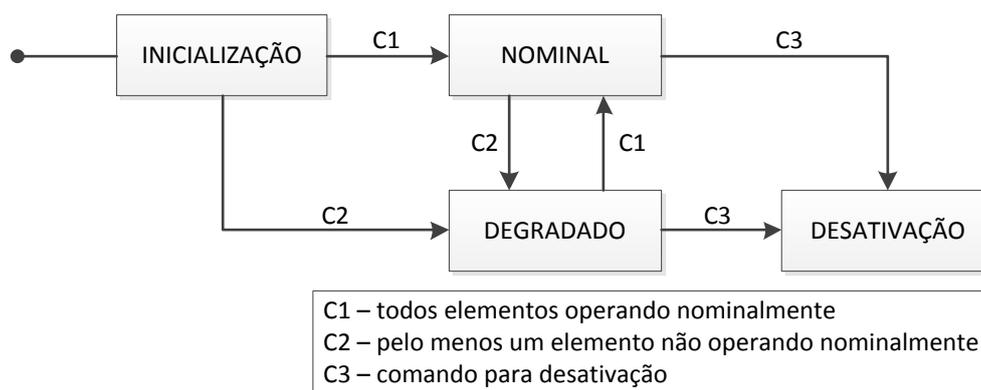


Figura 5.11 – Exemplo de diagrama de transição de modos da missão.

A análise dos modos de operação da missão define as condições operacionais da missão e identifica requisitos operacionais da missão. Os requisitos operacionais da missão devem refletir nos modos de funcionamento dos elementos da arquitetura da missão de maneira que, os modos operacionais dos elementos da arquitetura tenham como referência os modos operacionais da missão.

Os requisitos identificados nesta atividade são tratados, analisados e documentados na microatividade de identificação de requisitos de missão, apresentado na Seção 5.2.2.4.

5.2.2.4. Identificação de requisitos de missão

A micro atividade de identificação de requisitos de missão é o fechamento da análise da missão, onde os requisitos gerados nas demais micro atividades são verificados e conflitos são resolvidos, de forma que, um conjunto de requisitos é definido para a missão.

Os requisitos de missão devem ser acompanhados de alguns atributos, que o tornam completo quanto sua identificação, rastreabilidade, configuração e verificação. Assim, este processo apresenta alguns atributos principais a serem definidos e documentados juntamente aos requisitos:

- a) identificador do requisito;
- b) identificador do requisito / restrição de origem;
- c) critério de aceitação;
- d) estratégia de verificação;
- e) base lógica (rationale);
- f) situação do requisito (em análise, válido ou desativado).

É parte das atividades da função Desenvolvimento Técnico a identificação correta dos requisitos e também a participação nas análises de tomada de decisão como gerador de indicadores técnicos.

5.2.3. Arquitetura de missão

A arquitetura de missão é a subatividade que define a arquitetura física da missão (elementos), as interfaces entre os elementos da arquitetura, a arquitetura funcional, a alocação funcional aos elementos físicos e os relacionamentos entre os elementos da missão. A Figura 5.12 apresenta um fluxograma das iterações das seguintes micro atividades componentes da arquitetura de missão:

- a) Identificação e alocação funcional aos elementos da arquitetura física da missão;
- b) Identificação dos elementos da arquitetura da missão, seus requisitos e restrições;
- c) Identificação das alternativas de solução para os elementos da arquitetura da missão;
- d) Identificação das interfaces entre os elementos da missão;
- e) Análise dos elementos da arquitetura da missão;
- f) Identificação de requisitos de missão.

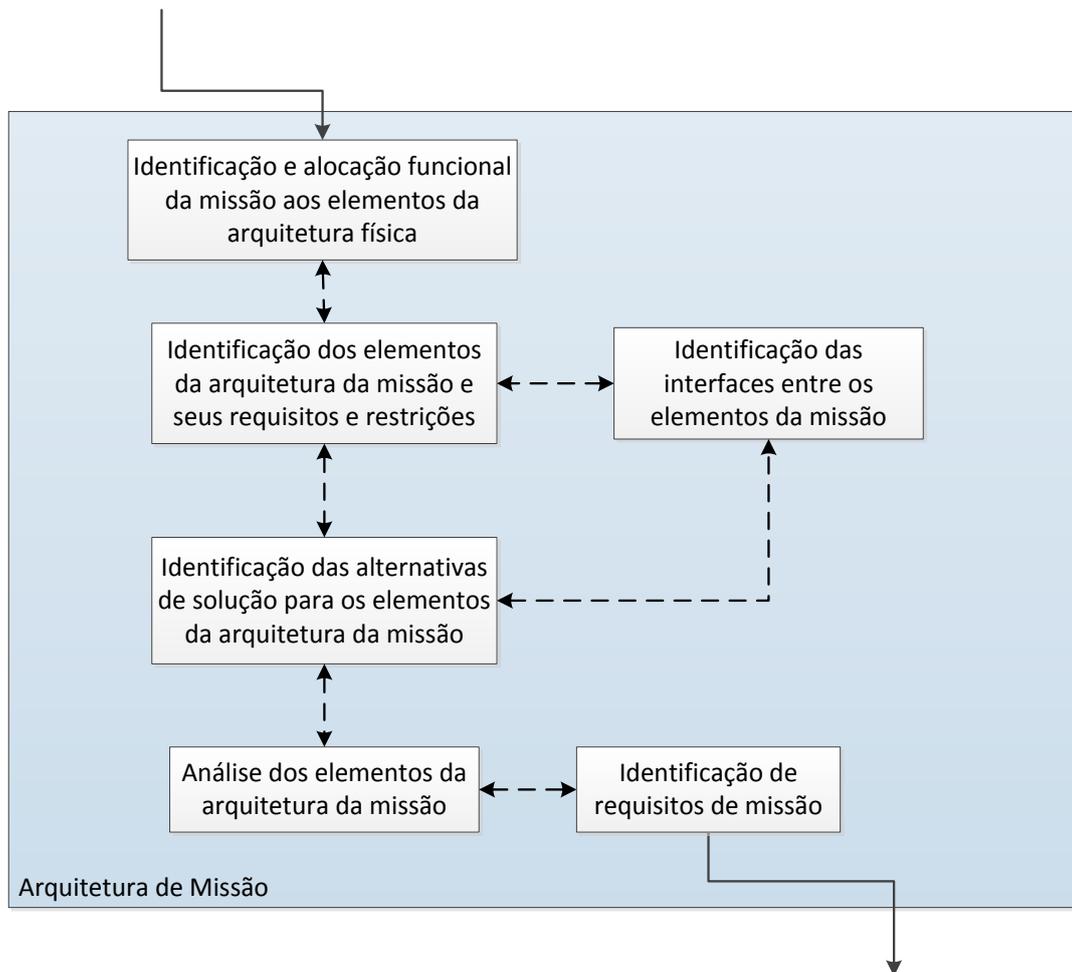


Figura 5.12 - Fluxograma das iterações das micro atividades da arquitetura de missão.

A subatividade desenvolvimento da arquitetura de missão consiste na alocação dos requisitos para cada elemento da arquitetura e da identificação de alternativas de solução. Assim, cada alternativa de solução é analisada de acordo com os requisitos e restrições da missão e ao menos uma solução de arquitetura é escolhida para desenvolvimento.

No desenvolvimento de CubeSats, as alternativas de soluções identificadas de alguns elementos da arquitetura da missão, podem ser muitas e não são descartadas ao fim da definição da missão, principalmente quando não existem requisitos rigorosos em relação a órbita. Isto ocorre devido ao fato que o

lançamento destes satélites normalmente é dependente do surgimento de oportunidades e este somente é definido em fases posteriores no processo de desenvolvimento.

Assim, nesta subatividade são gerados requisitos de ampla possibilidade de soluções viáveis, de forma a identificar muitas alternativas de soluções possíveis ao atendimento da missão. Desta forma, deve-se conviver com requisitos abrangentes e desenvolver elementos suficientemente robustos para atender uma gama de alternativas.

5.2.3.1. Identificação e alocação funcional da missão aos elementos da arquitetura física

A arquitetura física de uma missão pode ser inicialmente decomposta de acordo com o padrão de missões espaciais, conforme o exemplo apresentado na Figura 5.13.

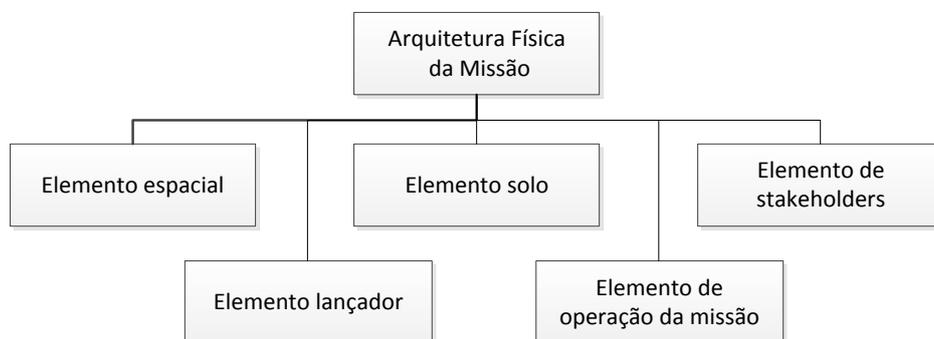


Figura 5.13 - Exemplo de arquitetura física de uma missão espacial.

A Figura 5.14 apresenta um exemplo de alocação funcional em uma missão de um CubeSat. As funções alocadas são formalizadas, através de requisitos funcionais que descrevem a função e desempenho associado, assim, esse conjunto de requisitos deve fazer parte dos requisitos de alto nível de cada elemento da arquitetura em conjunto com os demais requisitos não funcionais e restrições da missão.

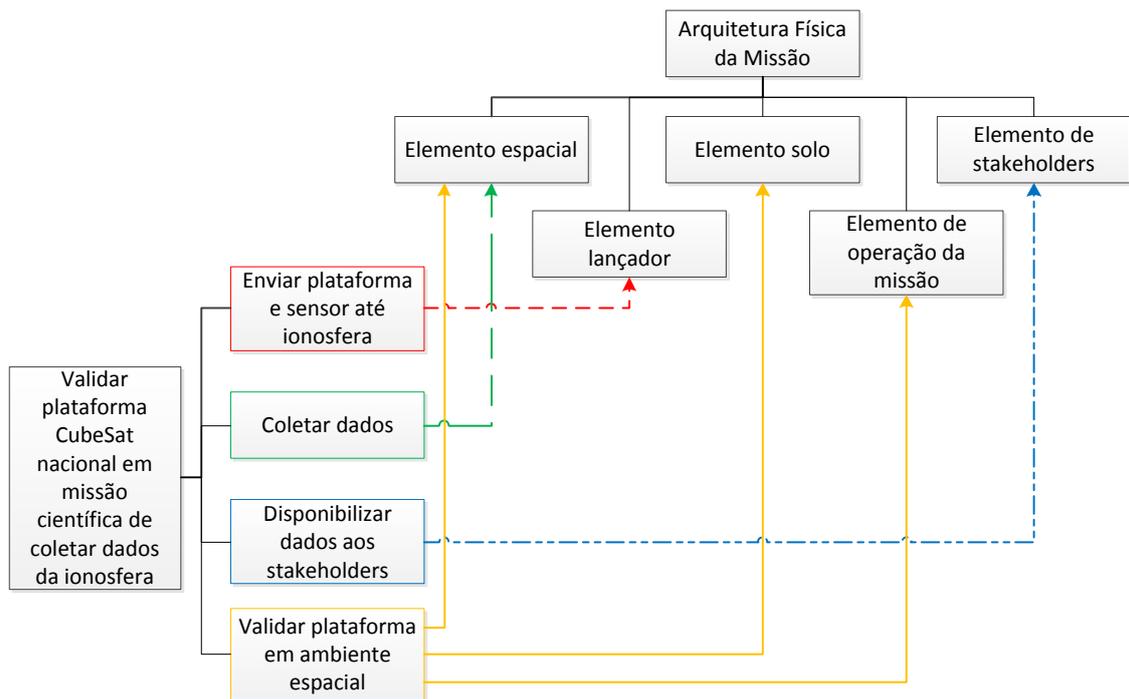


Figura 5.14 – Exemplo de alocação funcional para uma missão CubeSat.

Nota-se na Figura 5.14 que existem funções sendo alocadas múltiplas vezes a um elemento físico, isto significa que estas funções devem ser desdobradas / reagrupadas de forma que uma única função seja alocada a um elemento físico, devendo cada elemento físico receber ao menos uma função.

A alocação funcional é realizada fazendo a alocação lógica das funções aos elementos da arquitetura da missão. Esta atividade parece ser trivial e lógica para especialistas da área espacial, mas, utilizando uma metodologia sistemática e organizada, permite maior segurança em identificar todas as funções e suas características necessárias ao atendimento da missão e, ainda, permitindo a rastreabilidade dos requisitos.

Os requisitos alocados aos elementos da arquitetura são iterativamente modificados ou refinados ao longo do processo de definição da missão e são congelados somente no início do desenvolvimento específico de cada elemento.

5.2.3.2. Identificação dos elementos da arquitetura da missão, seus requisitos e restrições

A identificação dos elementos da arquitetura da missão tem como objetivo a identificação dos requisitos e restrições de alto nível identificadas através da análise de características e elementos externos. Assim, é possível desdobrar os requisitos de missão alocados aos elementos da arquitetura e definir um escopo funcional e físico a ser atendido para cada elemento.

Os elementos da arquitetura da missão de pico e nano-satélites normalmente estão relacionados às seguintes características e elementos externos, dos quais geram requisitos e restrições de alto nível:

- a) Objeto e parâmetro de aferição: o objeto é o elemento que o stakeholder de missão está preocupado em monitorar, medir ou coletar. O parâmetro de aferição do objeto é o parâmetro a ser medido ou capturado de forma a refletir o objeto de desejo do stakeholder. O parâmetro de aferição do objeto normalmente é definido nas entrevistas iniciais com stakeholders, assim como, os principais requisitos e restrições associados. Quando não definido pelo stakeholder, este deve ser analisado igualmente aos demais elementos da arquitetura e alternativas de soluções devem ser analisadas de acordo com os requisitos estabelecidos pelo stakeholder. Como exemplo, o objeto é bolhas de plasma e os requisitos associados ao parâmetro de medição da existência de bolhas de plasma são:
 - o parâmetro de aferição deve identificar o objeto (fenômeno de bolhas de plasma) com nível de confiança de 95%, e
 - o parâmetro de aferição deve ter resolução numérica suficiente para diferenciar as três fases do fenômeno: inicial, estável e decrescente;

Assim, alternativas de soluções podem ser identificadas para o atendimento da identificação deste objeto.

b) Órbita e trajetória: reflete a configuração orbital, eventuais manobras orbitais e correções de atitude a serem definidas para o elemento espacial. Os requisitos para as condições orbitais, quando explicitados, são parcialmente definidos pelos stakeholders, pois, normalmente, são abrangentes e não limitam a solução de condição orbital, assim, para a identificação de alternativas de solução, prevalecem as restrições associadas ao desenvolvimento de pico e nano-satélites. Seguem exemplos de requisito e restrição:

- exemplo de requisito: A missão deve capturar a ocorrência do fenômeno de bolhas de plasma a uma altura orbital específica entre 300 a 900 km. Este requisito de missão deve ser alocado para o elemento órbita e trajetória, de forma que, defina a altura orbital que o elemento espacial deve operar;
- exemplo de restrição: A missão deve atender a referência NPR8715.6 (2009) para mitigação de detritos espaciais. Este requisito de missão deve ser alocado para o elemento órbita e trajetória, de forma que, o tempo máximo de decaimento do elemento espacial, apresentado na referência NPR8715.6 (2009), seja respeitado;

c) Elemento lançador: é o conjunto de componentes (veículo lançador, dispositivo de lançamento, base de lançamento e infraestrutura de solo), que tem a função de transportar o elemento espacial do nível terrestre até o espaço em condições de velocidade e direção determinadas. Os requisitos a serem alocados ao segmento lançador são derivados dos requisitos de missão e quando não especificamente determinados, este segmento fica sujeito as

restrições que são determinadas para pico e nano-satélites. Seguem exemplo de restrições:

- a disponibilidade de lançamentos para pico e nano-satélites é limitada em alguns veículos lançadores, pois estes são cargas secundárias ou terciárias para o lançador, e
- especificamente para os CubeSats, a interface de lançamento tem solução bem definida em função da padronização dessa classe de satélites, impondo ao desenvolvimento a utilização desta padronização;

d) Ambiente espacial: são as condições ambientais do espaço impostas ao elemento lançador durante o lançamento e ao elemento espacial nas condições orbitais em que será operado durante sua vida útil. O ambiente espacial é um elemento passivo, isto é, ele será reflexo da órbita a ser escolhida. O ambiente espacial é identificado com maior precisão por meio das definições adotadas para a órbita e trajetória e, então, se tornam restrições ao elemento espacial e elemento lançador da missão. Sua identificação inicial e mais ampla, visando o atendimento de maior número de opções de lançamento e órbitas é possível, existindo, inclusive, referências a serem utilizadas, como o documento GSFC-STD-7000A (2013). A identificação do ambiente espacial, neste nível, é importante para a detecção de interfaces e condições restritivas ao desenvolvimento de partes do elemento espacial e elemento lançador com relação aos seus efeitos para estes elementos. As principais condições impostas ao elemento espacial e lançador têm as seguintes naturezas: térmica, radiação, pressão (atmosfera), gravitação e detritos espaciais;

e) Elemento solo e elemento de operação da missão: é o conjunto de elementos responsável pela comunicação, controle e operação da missão, normalmente dividido em três componentes: estação terrena,

centro de controle e centro de missão. Os requisitos desdobrados para o segmento solo, além das funções alocadas a este segmento, podem ser especificados pelos stakeholders, principalmente no sentido da operação da missão, e as restrições estão associadas aos picos e nano-satélites. Seguem exemplos de requisito e restrição para este elemento:

- exemplo de requisito: A missão deve detectar a existência de bolhas de plasma durante o período noturno entre 20 e 24hr (UTC-03:00) sobre o território brasileiro. Este requisito deve ser alocado para o segmento solo, de forma a refletir na rotina de operação da missão;
- exemplo de restrição: A banda de frequência de comunicação para CubeSats é restrita e definida por um órgão regulamentador internacional IARU - ITU. Portanto, isto reflete diretamente nos elementos constituintes do segmento solo;

f) Arquitetura de comando, controle e comunicação: é a definição dos meios e estratégias de comando, controle e comunicação de todos os elementos da arquitetura da missão. Esta arquitetura reflete diretamente o conceito de operação da missão, assim, os requisitos definidos no conceito operacional devem ser adotados para a definição deste elemento e as considerações identificadas nesta atividade devem refletir no conceito operacional, assim, criando uma realimentação entre as duas atividades. Seguem exemplos de requisito e restrição para este elemento:

- exemplo de requisito: A missão deve disponibilizar dados dos parâmetros ionosféricos para o stakeholder em até dois dias após coleta do dado em órbita. Este requisito deve ser alocado

a toda cadeia de comunicação para especificação de tempo de resposta para atendimento do requisito;

- exemplo de restrição: A missão deve utilizar somente as estações terrenas disponíveis de Santa Maria (CRS) e São José dos Campos (ITA) para comunicação com o satélite. Esta restrição impacta diretamente na arquitetura de comunicação, definindo as estações terrenas para comunicação com o satélite.

g) Elemento usuário: representa o usuário (stakeholders de missão) do sistema. Os requisitos deste segmento são normalmente expressos pelos stakeholders e suas restrições são atribuídas às limitações não técnicas. Como exemplo de requisito expresso pelo stakeholder e transcrito para requisitos de missão:

- A missão deve disponibilizar os dados de densidade de elétrons em um banco de dados. Assim, este requisito deve ser desdobrado para o segmento usuário, de forma que será necessário o desenvolvimento de um banco de dados e uma interface para acesso.

h) Elemento espacial: é o conjunto de elementos da plataforma e carga útil que formam o satélite a ser enviado em órbita. Os requisitos deste elemento naturalmente são originados pelos stakeholders e, para este processo de desenvolvimento de pico e nano-satélites, considerando os aspectos de sua aplicabilidade, estes estarão definidos desde o início do desenvolvimento. Como exemplo de requisito de stakeholder: A missão deve conceber, projetar, implementar e operar um satélite seguindo o modelo padrão CubeSat desenvolvido e padronizado pela *California Polytechnic State University* (Cal Poly). Este requisito define diretamente o segmento espacial e é o principal condutor (*driver*) para todo desenvolvimento da missão.

Os requisitos normalmente são decompostos e alocados aos elementos da arquitetura da missão, assim como as funções na análise funcional. Alguns requisitos são alocáveis a todos os elementos, especialmente os requisitos não técnicos.

A atividade de identificar os elementos requisitos e restrições da arquitetura da missão deve ser realizada pelo grupo de engenharia de sistemas em um esforço conjunto para definir de forma preliminar os requisitos de missão desdobrados para cada elemento da arquitetura, utilizando um conceito padrão para o conjunto de elementos da arquitetura da missão conforme apresentado neste trabalho. Neste esforço existe grande iteração e retrabalhos para definição dos requisitos. A documentação desta microatividade deve apresentar uma lista de requisitos associados a cada elemento da arquitetura e estes, por sua vez, são entrada para o desenvolvimento individual de cada elemento.

5.2.3.3. Identificação das alternativas de solução para os elementos da arquitetura da missão

A identificação dos elementos da arquitetura da missão, seus requisitos e restrições de alto nível, tornam-se dados de entrada para a identificação de alternativas de solução aos elementos da arquitetura de missão.

A identificação de um conjunto de elementos, suas características principais, suas interfaces e relacionamentos formam uma solução de arquitetura de missão e esta deve ser identificada anteriormente ao início do desenvolvimento específico de cada elemento, pois gera requisitos e desdobramentos essenciais que devem ser atendidos.

A identificação de possíveis soluções deve apresentar o atendimento com os requisitos e restrições já identificados e alocados ao elemento em consideração e, ainda, o atendimento aos novos requisitos identificados, provocados por esta atividade. Seguem exemplos de alternativas de solução para o parâmetro de

aferição do objeto (bolhas de plasma) e seus impactos para a identificação de soluções do elemento órbita e trajetória:

- a) através de medidas de densidade de elétrons: para a medição da densidade de elétrons, a órbita nominal do elemento espacial deve ser aquela definida para a posição exata de medição, por se tratar de uma medição direta utilizando elementos sensores;
- b) através de fotometria em banda espectral 530nm: nesta solução, a condição orbital pode ter maior flexibilidade, dado que, por meio de fotometria, o alcance da medição é consideravelmente grande.

A Tabela 5.1 apresenta um exemplo de possíveis alternativas de solução para o elemento órbita e trajetória e seu impacto nos demais elementos da arquitetura da missão.

Tabela 5.1 – Exemplo de possíveis alternativas de solução para o elemento órbita e trajetória para a missão de um CubeSat.

PARÂMETRO (altitude, inclinação, excentricidade)	CASO 1 600km, 98°, SSO	CASO 2 700km, 35°, e = 0	CASO 3 350km, 90°, e = 0
Iluminação Solar	61,5 min	65,6 min	58,3 min
Eclipse (Umbra + Penumbra)	35,2 min	32,7 min	33,1 min
Acesso Área de Interesse (no horário de interesse)	2 a 3 vezes/dia	1 a 7 vezes/dia	1 a 2 vezes/dia
	<i>Tempo de contato</i> máx: ~20min; min: ~4min	<i>Tempo de contato</i> máx: ~15min; min: ~3min	<i>Tempo de contato</i> máx: ~17min; min: ~5min
Acesso as Estações Terrenas			
CRS Santa Maria, RS	4 a 5 vezes/dia média: 10,1min; mínimo: 1min; máximo: 12,7min	7 a 8 vezes/dia média: 13min; mínimo: 2,6min; máximo: 15,2min	3 a 4 vezes/dia média: 7,4min; mínimo: 1min máximo: 9,5min
	<i>Revisita</i> máx: 11,3hrs; min: 26,9min	<i>Revisita</i> máx: 14hrs; min: 56,2min	<i>Revisita</i> máx: 11,5hrs; min: 48,6min
ITA São José dos Campos, SP	4 a 5 vezes/dia média: 9,9min; mínimo: 5min; máximo: 12,7min	7 a 8 vezes/dia média: 13,1min; mínimo: 1,5min; máximo: 14,9min	3 a 4 vezes/dia média: 7,7min; mínimo: 1min; máximo: 9,6min
	<i>Revisita</i> máx: 11,2hrs; min: 27,2min	<i>Revisita</i> máx: 12,3hrs; min: 58,1min	<i>Revisita</i> máx: 11,5hrs; min: 47,2min
Tempo médio por dia	47,15 min	92,4 min	31,6 min

SSO – Sun-Synchronous Orbit

Ao final da identificação de alternativas de solução para os elementos da arquitetura da missão, é possível construir uma árvore de alternativas, conforme o exemplo da Figura 5.15.

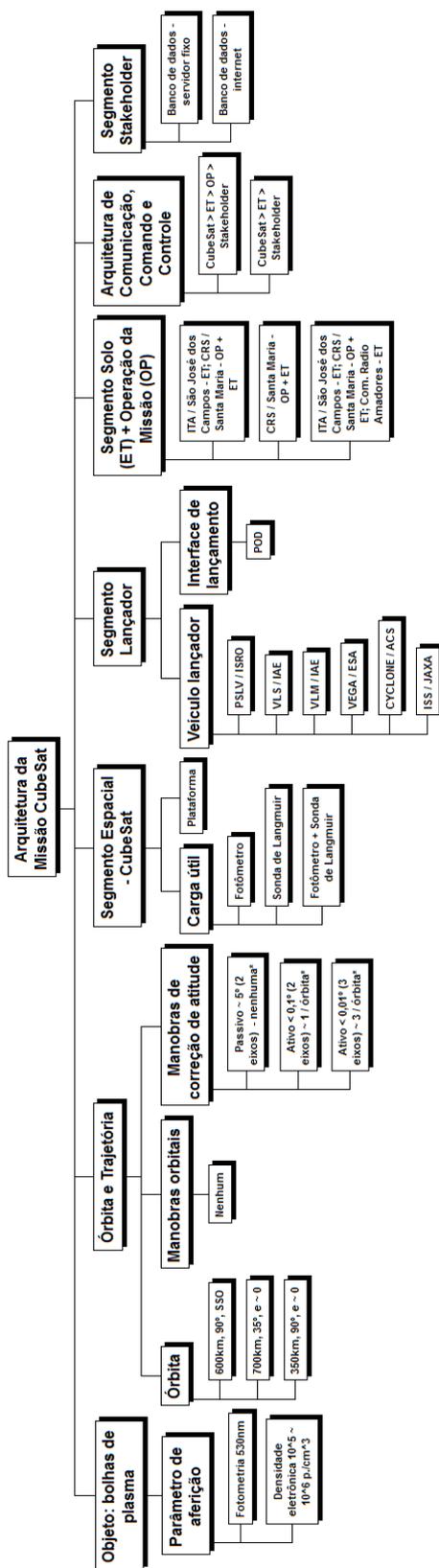


Figura 5.15 – Exemplo árvore de alternativas dos elementos da arquitetura da missão.

Assim, possíveis soluções para os elementos da arquitetura da missão devem ser identificadas, apresentando suas características de atendimento aos requisitos e seus desdobramentos de impacto nos demais elementos da arquitetura. Este processo gera uma planilha de alternativas que será avaliada na microatividade de análise dos elementos da arquitetura da missão, na Seção 5.2.3.5.

As missões de pico e nano-satélites envolvem a escolha de uma ou mais alternativas para os elementos da arquitetura, sendo que os requisitos derivados devem ser amplos o suficiente para refletir estas escolhas, possibilitando que os elementos tenham robustez de projeto a ponto de atender diferentes alternativas de arquitetura. Esta prática é comum em missões onde o lançamento é incerto e dependente de oportunidades comerciais.

5.2.3.4. Identificação das interfaces entre os elementos da missão

As interfaces entre os elementos da arquitetura da missão e seus requisitos de alto nível devem ser preliminarmente definidas na identificação inicial dos elementos, e, em um segundo momento, estas devem ser detalhadas concorrentemente ao refinamento dos requisitos e escolha das alternativas de solução dos elementos da arquitetura da missão.

A identificação inicial de interfaces é realizada através de três etapas, na primeira deve-se construir um diagrama de contexto para cada elemento da arquitetura da missão e identificar a suas trocas de material, energia ou informação com os demais elementos durante a operação da missão. A identificação preliminar das interfaces é realizada nesta abordagem para o cenário operacional da missão e posteriormente, no desenvolvimento individual de cada elemento, será analisado em diferentes outros cenários, para captura de todas as interfaces externas ao elemento em questão.

A segunda etapa consiste na construção de um diagrama N² para identificar conceitos de solução das interfaces. A terceira etapa é a descrição de

requisitos e conceitos de solução individualmente em documentos de controle de interfaces (ICDs).

O processo descrito é apresentado através de um exemplo de definição de interfaces do elemento segmento espacial para um CubeSat com os demais elementos da arquitetura da missão:

- a) Identificação lógica de interfaces: primeiramente deve-se identificar o que está sendo trocado entre os elementos, conforme o exemplo de diagrama de contexto apresentado na Figura 5.16. As trocas identificadas devem gerar requisitos para ambos os elementos e também para a interface entre eles. O processo de captura dos requisitos deve ter início nesta atividade. O diagrama de contexto consiste em um diagrama em que o sistema de interesse assume posição central e no seu entorno são identificados os demais elementos da arquitetura da missão e estes estão interligados com o sistema por fluxos (material, energia ou informação) que devem ser identificados.

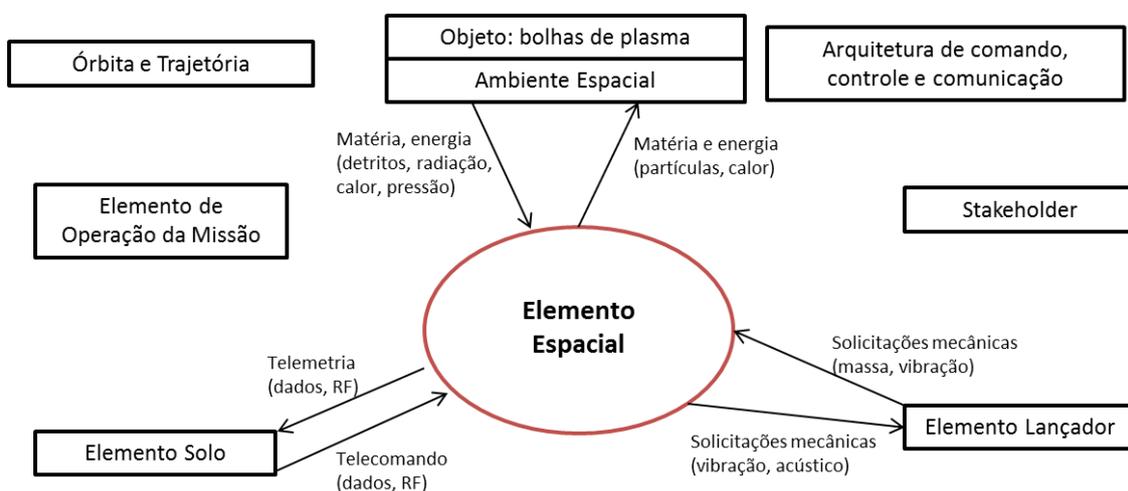


Figura 5.16 – Exemplo de diagrama de contexto para identificação de interfaces do elemento espacial.

b) Identificação de conceito de solução: dado a identificação das trocas entre os elementos é possível atribuir um conceito de solução para as interfaces. A representação utilizada é um diagrama N^2 , conforme o exemplo da Figura 5.17. Segundo NASA/SP-2007-6105 (2007) o diagrama N^2 é uma matriz quadrada N por N , em que, N diferentes elementos do sistema são colocados na diagonal principal da matriz e os demais espaços são preenchidos com possíveis interfaces de entrada e saída, alocadas em sentido horário.

Segmento Espacial	Sinais de RF	Estrutura mecânica		Estrutura mecânica e elemento sensor
	Segmento Solo			
		Segmento Lançador		
			Segmento Usuário	
				Ambiente espacial, Considerações orbitais e Objeto

Figura 5.17 – Exemplo de diagrama N^2 com identificação de interfaces entre o segmento espacial e os elementos da arquitetura da missão.

c) Montar um documento de controle de interface - ICD (*Interface Control Document*) preliminar para cada interface identificada. O modelo de um ICD deve apresentar basicamente os requisitos que a interface deve atender e sua alternativa de solução, conforme o exemplo apresentado na Tabela 5.2. Segundo Larson (2009) ICDs definem e controlam os requisitos de projeto da interface e seus detalhes.

Tabela 5.2 - Exemplo de um documento de controle de interface.

Identificador do ICD	
Identificador da interface: Link RF satélite - solo	
Elemento de origem: segmento espacial	Elemento de destino: segmento solo
Requisitos:	
ITR 1.1 – Atender as restrições de frequência de comunicação impostas pela IARU-ITU	
ITR 1.2 – Atender ao envelope dimensional disponível no satélite	
.	
.	
Descrição de Solução:	
Antena Omnidirecional com banda de frequência UHF	
.	
.	
Controle de modificações, Elementos de configuração do ICD.	

O desenvolvimento detalhado das interfaces entre os elementos da arquitetura da missão é realizado ao longo do desenvolvimento dos elementos e são completamente definidas após a definição de todos os elementos da arquitetura da missão.

5.2.3.5. Análise dos elementos da arquitetura da missão

A análise dos elementos da arquitetura da missão consiste na avaliação e julgamento (*trade-offs*) das alternativas de solução identificadas e tem como objetivo estabelecer as vantagens e desvantagens em relação a cada alternativa, seus impactos nos demais elementos e no seu próprio desenvolvimento.

Esta atividade é diretamente de responsabilidade do Gerenciamento Técnico, porém, este necessita a identificação dos indicadores técnicos em relação a cada alternativa de solução e, assim, envolve a função de Desenvolvimento Técnico.

O resultado esperado desta atividade é a tomada de decisão através dos indicadores, porém, nem todos os elementos podem ser definidos, quando se tratando de pico e nano-satélites. Assim, para os elementos orbitais, segmento lançador e, portanto segmento espacial, as diretrizes e requisitos alocados são mais abrangentes e englobam um maior número de alternativas identificadas.

A partir da decisão entre as alternativas de solução propostas, é possível o início da construção dos balanços (*budgets*) da missão. Os balanços da missão compreendem os valores e dados técnicos preliminares para a operação da missão com base nas soluções adotadas e as características da missão. São balanços de missão importantes para esta etapa do desenvolvimento:

- a) balanço de transferência de dados entre o elemento espacial e elemento solo;
- b) balanço de movimentação orbital e atitude do elemento espacial;
- c) balanço de energia solar incidente no elemento espacial.

Os balanços preliminares desenvolvidos devem ser refinados e realimentados de acordo com a evolução no processo de desenvolvimento de cada elemento da arquitetura da missão e terão sua definição completa somente ao final do desenvolvimento de cada elemento da missão.

5.2.3.6. Identificação de requisitos de missão

A atividade de identificação de requisitos de missão é a realimentação dos requisitos de missão já identificados, dadas as análises desenvolvidas na atividade de arquitetura de missão. Esta realimentação visa à correção e completude dos requisitos de missão.

Os requisitos derivados da identificação dos elementos da arquitetura da missão e suas interfaces são considerados, nesta atividade, requisitos de alto nível derivados dos requisitos de missão e que serão dados de entrada para o

desenvolvimento de cada elemento ou interface. Os atributos associados a cada requisito dos elementos da arquitetura da missão são:

- a) identificador;
- b) identificador do requisito/restrição de missão de origem;
- c) critério de aceitação;
- d) método de verificação;
- e) base lógica (rationale);
- f) situação do requisito (em análise, válido ou desativado).

5.2.4. Análise do ciclo de vida da missão

A análise do ciclo de vida da missão tem como objetivos a identificação das fases ou processos do ciclo de vida da missão e sua decomposição em sub-processos. Isto é realizado com o objetivo de criar a referência para as análises de stakeholders, análise de missão e definição de arquitetura, no tocante ao escopo, termos e definições das fases de vida da missão.

A separação lógica de processos do ciclo de vida, ao longo do tempo, ajuda no desenvolvimento do sistema para torná-lo de forma modular e organizada, compartimentando a vida do sistema em etapas funcionais.

A análise funcional da missão é a principal atividade que necessita da definição dos processos do ciclo de vida, pois, inicialmente, ela identifica as funções a serem desempenhadas pelo sistema para o atendimento das necessidades de stakeholders, isto significa, a definição da fase operacional da missão. As demais fases do ciclo de vida da missão são fases importantes decorrentes da vida do sistema e devem ser cuidadosamente analisadas para garantir a completude e sucesso no desenvolvimento do sistema.

O processo proposto identifica, preliminarmente, o ciclo de vida da missão nesta atividade, porém, efetivamente não utiliza este conceito para o desenvolvimento das análises. O ciclo de vida é utilizado neste processo ao longo do desenvolvimento individual de cada elemento da arquitetura (Definição do Sistema) através da realização de análises de stakeholders, funcionais e de contexto de implementação para cada cenário do ciclo de vida.

Os processos do ciclo de vida e sua decomposição em sub-processos, para uma missão de pico e nano-satélites podem ser consideradas, genericamente:

- a) Concepção: identificação da missão, definição dos requisitos de missão e identificação dos elementos da arquitetura da missão;
- b) Desenvolvimento: concepção, projeto, integração e testes ou aquisição/contratação e entrega dos elementos da arquitetura de missão;
- c) Operação: lançamento, operação da missão, descarte do elemento espacial e interrupção de operação do elemento solo;
- d) Desativação: finalização de entregas da missão, realização do processo de validação e documentação de lições aprendidas.

5.3. Definição do Segmento (sistema de interesse)

A atividade de definição do sistema consiste no conjunto de subatividades que tem como objetivo comum a identificação de requisitos do sistema, a definição de um conceito de solução do sistema, gerar a arquitetura do sistema de interesse e definir os requisitos de alto nível dos elementos de nível hierárquico inferior (subsistemas).

Este trabalho apresenta um processo genérico para aplicação individual a um elemento da arquitetura de uma missão, aqui denominado de sistema de interesse, o qual deve ser desenvolvido concorrentemente aos demais

elementos, utilizando o mesmo ciclo de atividades propostas. Os exemplos apresentados neste trabalho são voltados para o desenvolvimento do segmento espacial, neste caso específico, pico ou nano-satélite.

O desenvolvimento da arquitetura do sistema (escopo principal deste trabalho) tem seu principal objetivo obtido com o resultado do ciclo de desenvolvimento desta atividade, onde é definida a arquitetura funcional, a arquitetura física, os atributos e seus relacionamentos para o sistema. A Figura 5.18 apresenta o diagrama de blocos da atividade de definição do sistema.



Figura 5.18 - Diagrama de blocos da atividade definição do sistema.

A Figura 5.19 apresenta o fluxograma relativo às seguintes subatividades e seus relacionamentos da atividade de desenvolvimento do sistema:

- a) Análise do Ciclo de Vida do Sistema;
- b) Análise de Stakeholders do Sistema;
- c) Análise Funcional do Sistema;
- d) Definição da Arquitetura do Sistema.

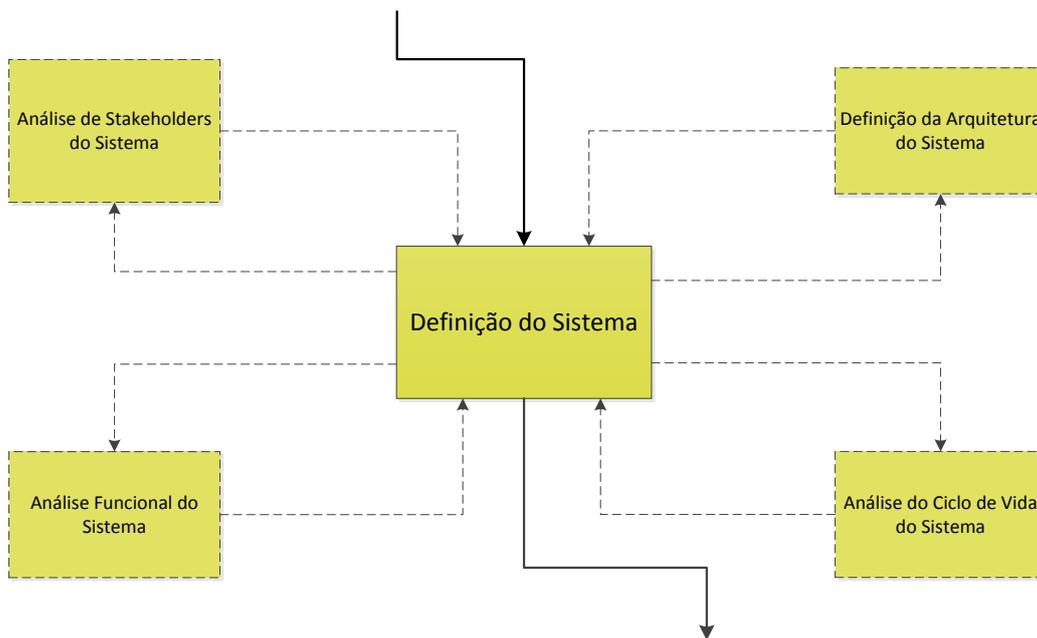


Figura 5.19 - Fluxograma de relacionamento das subatividades da definição do sistema.

A atividade de definição do sistema compõe o ciclo de identificar os requisitos de sistema e propor conceitos de solução viáveis, para isto, a identificação de requisitos ocorre por meio de um modelo composto por dois estágios: identificação de requisitos de alto nível (derivados da definição da missão) e a identificação de requisitos analisando o sistema, em relação ao ciclo de vida (cenários relevantes do processo do ciclo de vida). A segunda abordagem tem como referência parte de processo apresentado por Loureiro (1999).

Desta forma é possível, antecipadamente, identificar as funções, características físicas, desempenho e demais atributos do sistema necessários ao longo de todo o seu ciclo de vida, minimizando riscos de descobertas tardias durante ou após o processo de desenvolvimento do sistema.

O desenvolvimento de CubeSats, especificamente, possui características particulares de acordo com os direcionadores ou restrições do desenvolvimento

deste tipo de satélite, a Figura 5.20, ilustra os principais direcionadores do projeto destes satélites e as suas características afetadas.

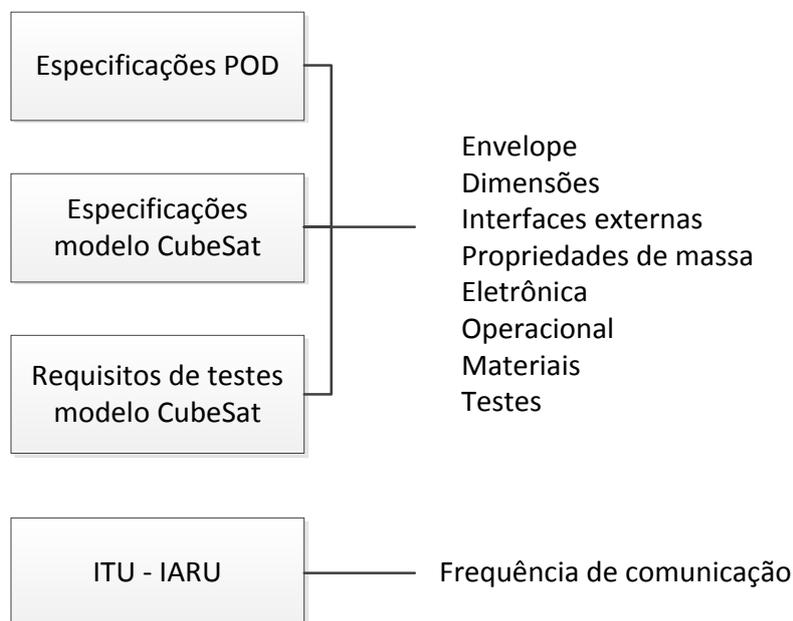


Figura 5.20 - Principais direcionadores/restrições de projeto para CubeSats.

5.3.1. Análise do Ciclo de Vida do Sistema

A identificação do ciclo de vida do sistema é a base para o início das subatividades de análise e identificação de requisitos para o processo de definição do sistema proposto. A decomposição dos processos do ciclo de vida do sistema, em cenários, permite a análise individual de cada cenário e a soma das análises permite identificar, antecipadamente ao desenvolvimento do sistema, mais completamente os requisitos necessários, evitando descobertas tardias ao longo do seu ciclo de vida. A Figura 5.21 apresenta um fluxograma das iterações das microatividades da análise do ciclo de vida do sistema.

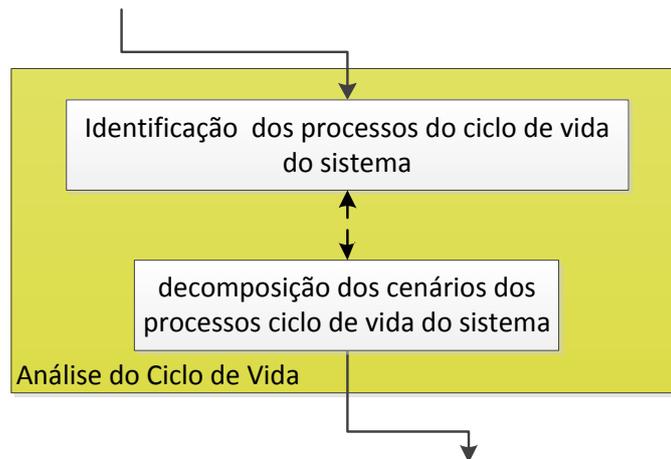


Figura 5.21 - Fluxograma das iterações das microatividades da análise do ciclo de vida do sistema.

A atividade tem início na identificação dos processos do ciclo de vida do sistema. O ciclo de vida de um sistema espacial possui um modelo generalizado e este deve ser utilizado aplicando-se as adaptações necessárias ao desenvolvimento de pico ou nano-satélites. Os processos do ciclo de vida para um sistema espacial, genericamente, são:

- a) Concepção;
- b) Desenvolvimento;
- c) Manuseio e Transporte;
- d) Lançamento;
- e) Operação;
- f) Descarte.

Os processos do ciclo de vida podem ser desdobrados em partes menores, denominadas de cenários. Os cenários também são genericamente conhecidos para o ciclo de vida de sistemas espaciais e devem ser utilizados para uma

primeira identificação do ciclo de vida no desenvolvimento de pico e nano-satélites.

Sistemas de pico e nano-satélites, normalmente, não são submetidos exatamente ao mesmo ciclo de vida de satélites de maior porte, e estas particularidades devem ser identificadas e utilizadas nesta subatividade. A Figura 5.22 apresenta os processos do ciclo de vida e os cenários desdobrados para um CubeSat, observa-se que este exemplo contém cenários de AIT e Lançamento que devem ser adaptados de acordo com a necessidade de cada projeto.

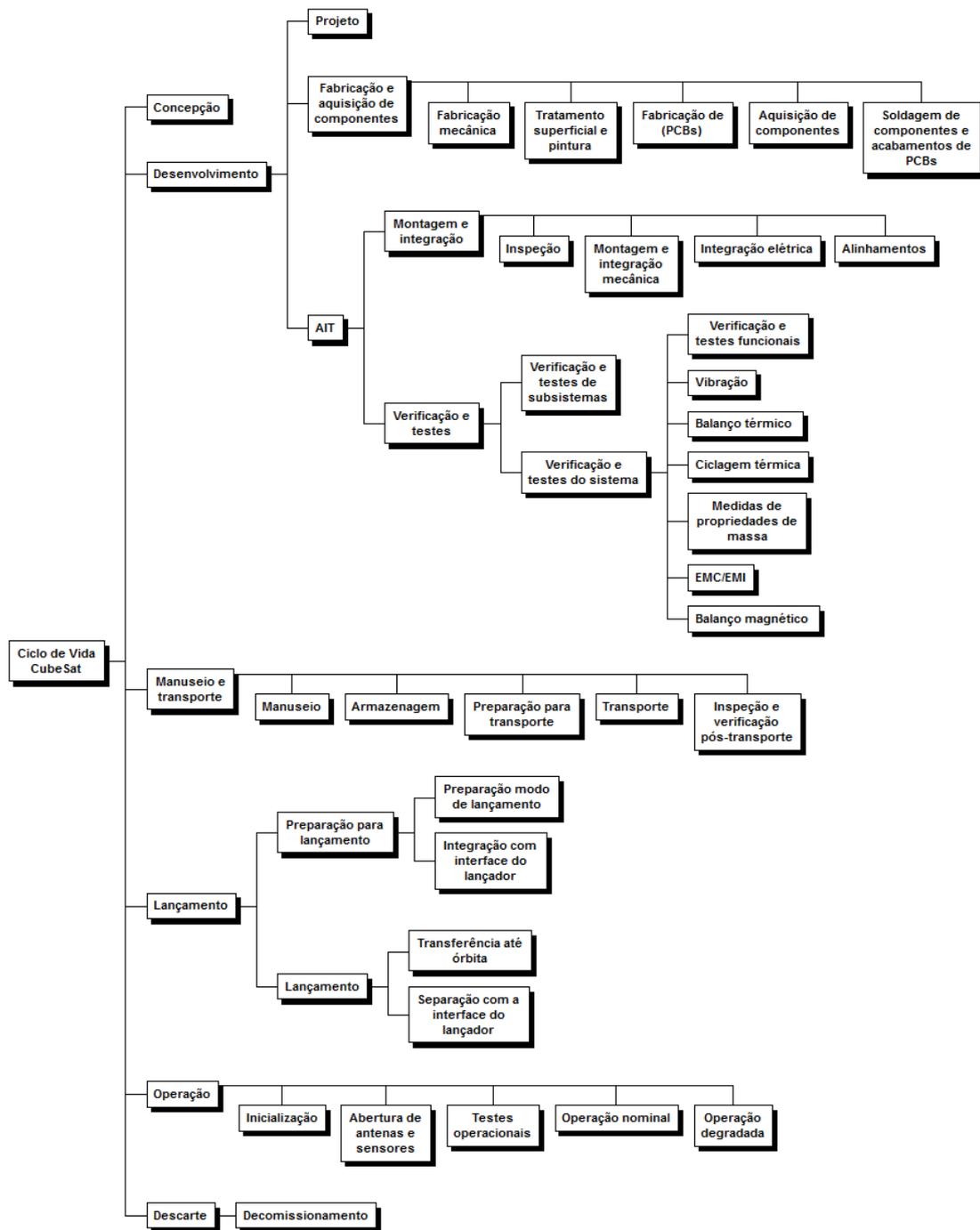


Figura 5.22 - Exemplo de processos e cenários do ciclo de vida de um CubeSat.

5.3.2. Análise de Stakeholders do Sistema

A subatividade de análise de stakeholders do sistema tem como objetivo a identificação de requisitos do sistema e é desenvolvida por meio de duas abordagens, uma é a identificação de requisitos de stakeholders derivados dos elementos da arquitetura da missão (alto nível) e outra é a abordagem de identificação de requisitos de stakeholders derivados da análise dos cenários do ciclo de vida. Os objetivos desta subatividade são obtidos através das seguintes microatividades e suas iterações, apresentadas na Figura 5.23:

- a) Identificação de stakeholders dos elementos da arquitetura da missão;
- b) Identificação de stakeholders dos cenários dos processos do ciclo de vida;
- c) Identificação e definição de interesses dos stakeholders;
- d) Análise, síntese e validação de requisitos de stakeholders de sistema;
- e) Identificação de requisitos de sistema.

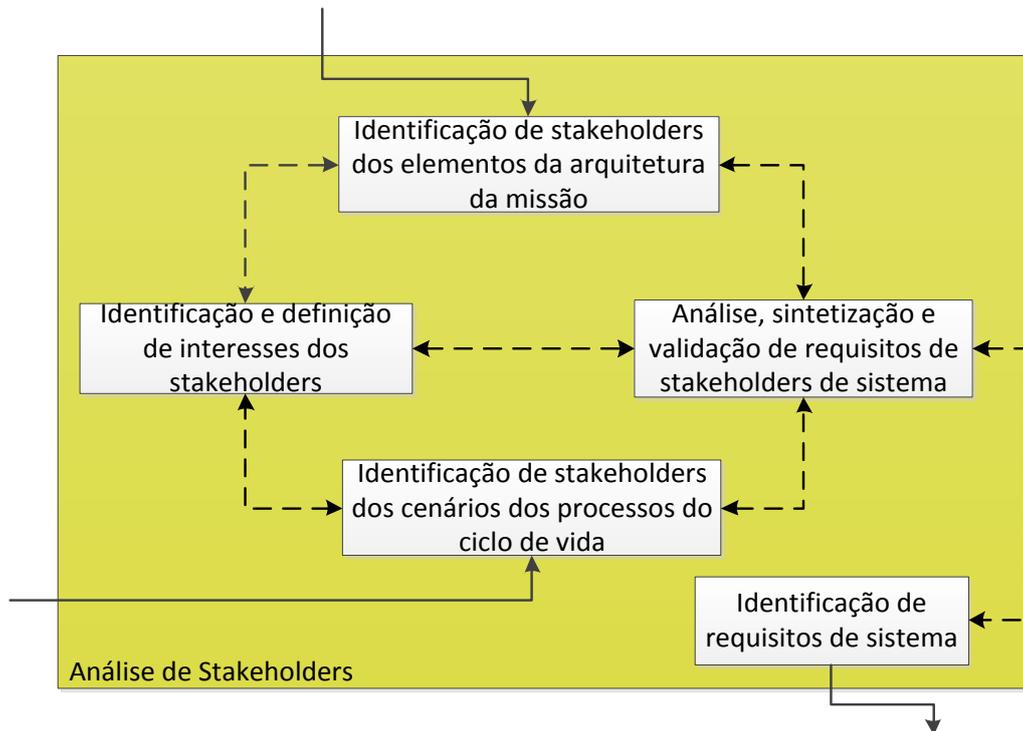


Figura 5.23 - Fluxograma das iterações das microatividades da análise de stakeholders do sistema.

A análise de stakeholders do sistema consiste na identificação de stakeholders diretamente ligados ao sistema de interesse e a identificação de seus requisitos. Isto é importante para a descoberta de requisitos ainda não capturados pelo processo, e de importância para o desenvolvimento do sistema.

5.3.2.1. Identificação de stakeholders dos elementos da arquitetura da missão

A identificação de stakeholders do sistema, derivados da arquitetura da missão, é utilizada para definir as expectativas destes stakeholders em relação ao sistema de interesse. Isto permite a identificação de requisitos anteriormente não capturados na definição da missão, devido ao foco estar centrado na identificação de requisitos para missão.

O diagrama de contexto deve ser construído para o sistema de interesse e devem ser identificados como elementos do ambiente, os elementos da arquitetura da missão, de acordo com a solução de arquitetura escolhida. A partir dos elementos da arquitetura é possível atribuir, a cada elemento, um conjunto de stakeholders. A Figura 5.24 apresenta um exemplo de diagrama de contexto para um CubeSat sem atribuir as soluções da arquitetura de missão, mostrando exemplos de stakeholders para cada elemento.

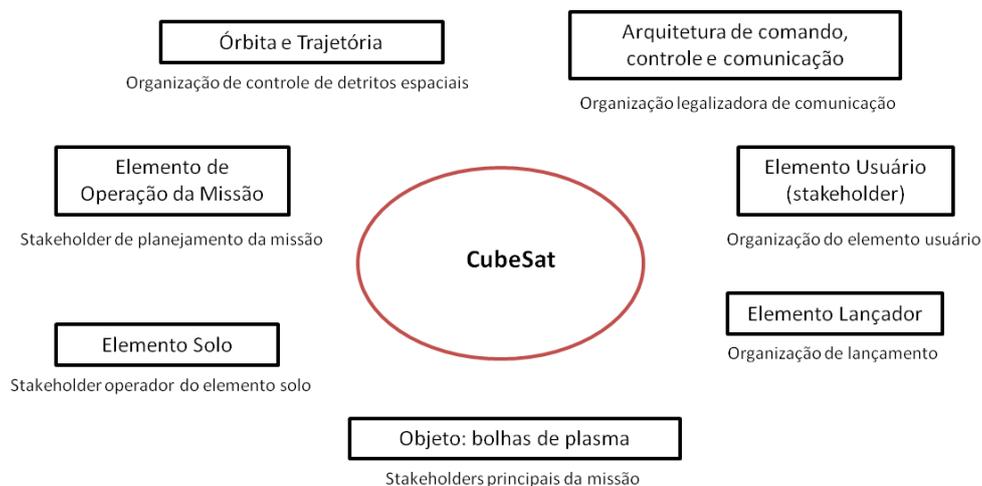


Figura 5.24 - Exemplo de diagrama de contexto para identificação de stakeholders dos elementos da arquitetura da missão.

A identificação de stakeholders é o esforço mental de identificar quais são os stakeholders, derivados dos elementos da arquitetura da missão, que afetam ou podem ser afetados pelo sistema de interesse, e posteriormente identificar seus interesses ou influências, para isto, esta atividade deve contar com a participação de um grupo de pessoas ligadas às atividades sistêmicas utilizando a técnica de *brainstorming*. A Tabela 5.3 apresenta alguns exemplos de stakeholders para um sistema CubeSat a ser desenvolvido.

Tabela 5.3 - Exemplos de stakeholders para um sistema CubeSat derivados da arquitetura da missão.

Elemento-fonte do stakeholder	ID Stakeholder	Stakeholder
Elemento lançador	STKSYS 1.2	Integrador da interface de lançamento
Elemento lançador	STKSYS 1.3	Responsável base de lançamento
Elemento lançador	STKSYS 1.4	Desenvolvedor do veículo lançador
Elemento solo	STKSYS 1.5	Operador da estação terrena (ET)
Elemento solo	STKSYS 1.6	Responsável pela infraestrutura da ET
Arquitetura de comando, controle e comunicação	STKSYS 1.7	ITU - IARU
Elemento stakeholder	STKSYS 1.8	Operador do banco de dados

5.3.2.2. Identificação de stakeholders dos cenários dos processos do ciclo de vida

A identificação de stakeholders dos cenários dos processos do ciclo de vida compõe a segunda abordagem da identificação de stakeholders para o desenvolvimento do sistema de interesse. Esta abordagem parte do princípio que a micro atividade de decomposição dos cenários dos processos do ciclo de vida já tenha sido realizada em uma versão inicial.

A identificação de stakeholders desta abordagem também é uma atividade conjunta de um grupo de pessoas ligadas às atividades sistêmicas utilizando a técnica de *brainstorming* e modelagem IDEF0 para os cenários do ciclo de vida. A Figura 5.25 apresenta a modelagem IDEF0 proposta a ser utilizada.

Segundo Loureiro (1999) a modelagem IDEF0 deve apresentar quatro fontes de stakeholders: fontes de entradas, destinação de saídas, controle e ferramentas.

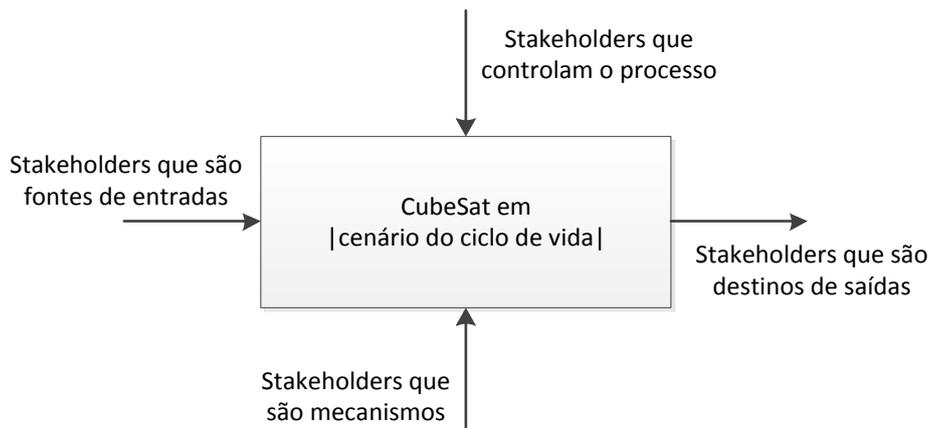


Figura 5.25 - Modelo de diagrama IDEF0 para identificação de stakeholders dos cenários dos processos do ciclo de vida.

A identificação de stakeholders, através da modelagem IDEF0, deve ser utilizada para o desenvolvimento de CubeSats aplicando-se uma simplificação do seu ciclo de vida, conforme exemplo da Figura 5.26, e desenvolvendo somente para os principais cenários do ciclo de vida.

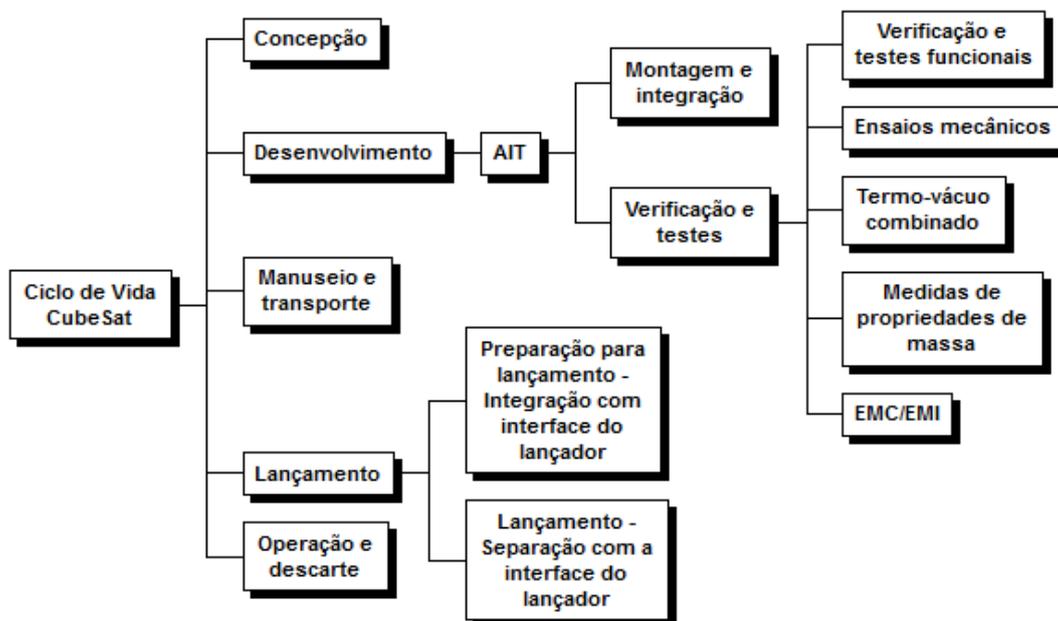


Figura 5.26 – Exemplo do ciclo de vida de um sistema CubeSat simplificado para identificação de stakeholders.

A Tabela 5.4 apresenta alguns exemplos de stakeholders identificados para o desenvolvimento de um sistema CubeSat , analisando os principais cenários dos processos do ciclo de vida.

Tabela 5.4 - Exemplos de stakeholders para um sistema CubeSat derivados dos cenários/processos do ciclo de vida.

Cenário/Processo-fonte do stakeholder	ID Stakeholder	Stakeholder
Ensaio mecânicos	STKSYS 1.2	Técnico executor
Ensaio mecânicos	STKSYS 1.3	Controlador de equipamentos
Ensaio mecânicos	STKSYS 1.4	Responsável pela infraestrutura
Ensaio mecânicos	STKSYS 1.5	Desenvolvedor do sistema (garantia do produto)
Manuseio e transporte	STKSYS 1.6	Executor do transporte
Manuseio e transporte	STKSYS 1.7	Desenvolvedor do sistema (garantia do produto)
Operação e descarte	STKSYS 1.8	Operador da estação terrena (ET)
Operação e descarte	STKSYS 1.8	Responsável pela infraestrutura da ET

Através da comparação da Tabela 5.3 e Tabela 5.4 é possível identificar que alguns stakeholders serão os mesmos para as duas abordagens, dado que as interfaces da arquitetura da missão serão as mesmas, em alguns cenários do ciclo de vida, mas a diferença está no nível hierárquico de observação, de forma que, olhando-se da perspectiva de missão, devem-se identificar os stakeholders de perspectiva global, que podem influenciar ou ser influenciados pelo sistema. Quando analisamos na perspectiva dos cenários do ciclo de vida estamos preocupados em capturar os stakeholders envolvidos neste cenário e condições específicas.

Ainda, a abordagem utilizando os elementos da arquitetura da missão está especificamente voltada para a operação da missão, de acordo com o conceito operacional da missão, enquanto a abordagem dos cenários ou processos do ciclo de vida está voltada para o objetivo do sistema no cenário ou processo específico.

Pode-se dizer que a abordagem de identificar stakeholders dos cenários ou processos do ciclo de vida é um detalhamento da abordagem dos elementos da arquitetura, através da qual, são capturados stakeholders específicos e as duas abordagens são complementares.

A documentação dos stakeholders do sistema identificados deve seguir o mesmo modelo apresentado para a documentação de stakeholders de missão, na definição da missão, apresentado no APÊNDICE A, no qual, os seguintes atributos devem ser apresentados para cada stakeholder identificado:

- a) identificador do stakeholder: código contendo algarismo numérico para rastreabilidade;
- b) nome do stakeholder: nome que identifica o stakeholder: organização, pessoa ou entidade;
- c) elemento da arquitetura de missão ou cenário / processo do ciclo de vida fonte do stakeholder.

5.3.2.3. Identificação e definição de interesses dos stakeholders do sistema

O método de identificação dos interesses dos stakeholders consta em analisar o contexto (elementos da arquitetura da missão) e os diagramas IDEF0 (de cenários do ciclo de vida) e identificar interesses dos stakeholders em relação ao sistema.

Os interesses são naturalmente capturados durante a identificação dos stakeholders, assim, é interessante que esta microatividade tenha sua execução integrada à identificação de stakeholders. Os interesses identificados, exemplos mostrados na Tabela 5.5, normalmente estão em alto nível, são vagos e não mensuráveis. Assim, devem ser analisadas e identificadas métricas, através de alguma técnica, para que estes interesses

possam ser implementados ao sistema. Este trabalho apresenta, na Seção 5.3.2.4, um possível método de utilização para esta análise.

Tabela 5.5 – Exemplos de interesses de stakeholders para um sistema CubeSat.

ID Stakeholder	Stakeholder	Interesses
STKSYS 1.2	Técnico executor	Sistema tenha fácil acesso para instrumentação
		Sistema tenha compatibilidade física com o equipamento
STKSYS 1.3	Controlador de equipamentos	Sistema não interferir no funcionamento dos equipamentos
STKSYS 1.4	Responsável pela infraestrutura	Sistema deve utilizar materiais e equipamentos programados
STKSYS 1.5	Desenvolvedor do sistema (garantia do produto)	Sistema deve garantir o funcionamento nos níveis impostos pelo teste
		Teste deve seguir procedimento estabelecido
STKSYS 1.6	Executor do transporte	Sistema deve estar preparado para cargas do transporte
		Sistema deve ter estar dentro das dimensões estabelecidas
STKSYS 1.7	Desenvolvedor do sistema (garantia do produto)	Sistema deve ser transportado sem haver danos
STKSYS 1.8	Operador da estação terrena (ET)	Sistema deve ter facilidade de acesso e comunicação
STKSYS 1.8	Responsável pela infraestrutura da ET	Sistema deve utilizar recursos conforme sua vida útil estabelecida

5.3.2.4. Análise, síntese e validação de requisitos de stakeholders de sistema

Os interesses capturados dos stakeholders devem ser analisados e sintetizados para tornarem-se requisitos do sistema, de forma a apresentar medidas de efetividade e a possibilidade de associar um método de verificação. Assim, é proposta a utilização do método chamado: *Goal Question Metric*.

O método *Goal Question Metric* tem origem no desenvolvimento de métricas para verificação de softwares e sua aplicação consiste na especificação de medidas, a partir de objetivos de alto nível, obtendo-se métricas mensuráveis. (VAN SOLINGEN et al., 2002).

Segundo Van Solingen et. al. (2002) o modelo resultante possui três níveis:

- a) nível conceitual (*GOAL*): definido para um objeto, por diversas razões, em relação a diversos modelos de qualidade, de vários pontos de vista e relativo a um ambiente particular;
- b) nível operacional (*QUESTION*): um conjunto de perguntas que é utilizado para caracterizar o caminho para atingimento de um objetivo específico;
- c) nível quantitativo (*METRIC*): um conjunto de dados é associado junto a cada *QUESTION* com objetivo de respondê-lo de forma quantitativa.

O método *Goal Question Metric* adaptado para a obtenção de requisitos do sistema tem o seguinte significado:

- a) *Goal*: é o interesse do stakeholder representado por uma palavra-chave;
- b) *Question*: é a pergunta sobre o caminho para atingir o interesse;
- c) *Metric*: representa a métrica a ser atendida.

O objetivo final é definir quantitativamente os requisitos ou ao menos ter um intervalo de medidas, formando corretamente os requisitos de stakeholders do sistema.

A sintetização consiste em construir os requisitos de stakeholders do sistema utilizando as métricas derivadas e a especificação dos valores para os requisitos que se aplicam ao sistema de interesse.

A validação dos requisitos de stakeholders gerados somente é possível quando a identificação dos interesses é realizada pessoalmente com os stakeholders, porém, para o desenvolvimento de pico e nano-satélites não é recomendado, neste nível, o contato com stakeholders devido o grande volume de

informações, tempo e custo demandados para tal atividade. Assim, após a síntese dos requisitos de stakeholders do sistema, estes podem ser avaliados junto ao time de desenvolvimento, para análise de decisão de seu cumprimento de viabilidade pelo sistema.

Este processo tem objetivo de identificar requisitos que podem ser importantes ao sistema de interesse e mesmo sendo desenvolvido internamente ao grupo de engenharia de sistemas, este pode revelar aspectos ainda não capturados e de grande importância ao desenvolvimento do sistema.

A Tabela 5.6 apresenta um exemplo de aplicação do método *Goal Question Metric* e o desdobramento em requisitos de stakeholders de um sistema CubeSat.

Tabela 5.6 - Exemplo de aplicação do método Goal Question Metric.

Interesse do stakeholder
Espero que o sistema tenha fácil acesso para instrumentação em testes mecânicos.
Método Goal Question Metric
<i>Goal:</i> Facilidade de acesso.
<i>Question:</i> (como garantir a facilidade de acesso?) desmontar poucas partes para sua instrumentação.
<i>Metric:</i> desintegrar um número máximo de componentes para instrumentação.
Requisito do stakeholder
O técnico executor de teste mecânico deve ser capaz de instrumentar o sistema com a desmontagem de poucos componentes do sistema.
Requisito do sistema
O sistema deve ser instrumentado para testes mecânicos com a desmontagem de não mais que cinco (5) componentes.

Esta atividade gera um grande volume de requisitos, que devem ser analisados pelo Gerenciamento Técnico, quanto a sua real necessidade e conformidade com os objetivos do sistema.

5.3.2.5. Identificação de requisitos de sistema

A identificação de requisitos do sistema em desenvolvimento, de origem na análise de stakeholders, é realizada junto a atividade de Gerenciamento Técnico, de forma que, os requisitos de stakeholders aplicáveis, filtrados de acordo com as restrições e demais requisitos já estabelecidas ao sistema, são refinados e tornam-se requisitos de sistema. Muitos dos requisitos gerados pelos stakeholders não se aplicam ao sistema de interesse em desenvolvimento e alguns deles não são possíveis de implementação ao sistema.

Assim, como resultado desta microatividade, tem-se um conjunto de requisitos de sistema de origem dos stakeholders de todo ciclo de vida. Ainda, os requisitos de sistema devem ser documentados, conforme o modelo apresentado no APÊNDICE A, e apresentar os seguintes atributos associados:

- a) identificador do requisito;
- b) identificador do stakeholder de origem;
- c) critério de aceitação;
- d) método de verificação;
- e) base lógica (rationale);
- f) situação do requisito (em análise, válido ou desativado).

5.3.3. Análise Funcional do Sistema

A subatividade de análise funcional do sistema tem como objetivo principal a identificação de requisitos funcionais e do comportamento funcional do sistema. Ao final desta subatividade é possível obter uma estrutura e comportamento funcional do sistema, que é componente de entrada para o processo de arquitetura.

A subatividade é desenvolvida por meio de duas abordagens, uma é a identificação de funções de alto nível, derivada da análise funcional da missão e outra é a abordagem de identificação de funções derivadas das análises dos cenários dos processos do ciclo de vida.

A segunda abordagem, nesta proposta de processo, é desenvolvida completamente somente para os cenários dos processos de operação do ciclo de vida, os quais, passam por um processo de análise de estados, modos, decomposição, agrupamento e caracterização funcional até sua formalização por meio de requisitos de sistema.

Para os demais cenários dos processos do ciclo de vida, faz-se uma análise simplificada, utilizando parcialmente as ferramentas apresentadas. Isto é proposto neste trabalho devido ao grande volume de trabalho e tempo para decompor funcionalmente todo o ciclo de vida do sistema, assim, utilizando parcialmente a análise para os processos do ciclo de vida não operacionais é possível diminuir o escopo de trabalho sem comprometer a qualidade do processo no desenvolvimento de pico e nano-satélites.

A análise funcional e a definição de arquitetura do sistema deste processo utilizam parcialmente os métodos estruturados apresentados por Hatley and Pirbhai (1988).

Segundo Hatley and Pirbhai (1988) os métodos estruturados são um conjunto de ferramentas com estrutura organizada, em que a equipe de projeto deve decidir como e porque utilizá-las e estas podem ajudar a identificar discrepâncias e imperfeições durante o desenvolvimento conceitual de sistemas.

A subatividade de análise funcional do sistema é apresentada através do fluxograma da Figura 5.27 e composta das seguintes microatividades:

- a) Identificação das funções de alto nível do sistema;

- b) Análise de contexto dos cenários dos processos do ciclo de vida;
- c) Análise de circunstâncias e modos (realizada somente para os cenários operacionais do ciclo de vida);
- d) Identificação de funções essenciais (parcialmente realizada para cenários não operacionais e totalmente realizada para cenários operacionais);
- e) Análise de estados e caracterização funcional (análise de estados realizada somente para os cenários operacionais do ciclo de vida);
- f) Definição dos requisitos do sistema.

Um método alternativo em substituição aos métodos estruturados é a utilização de Máquinas de Estados Finitos, estas podem substituir a análise de estados e modos de forma a unificar as informações em uma única ferramenta.

Segundo Lee and Yannakakis (1996) máquinas de estados finitos são ferramentas computacionais para representar o sistema e seus estados funcionais utilizadas para garantir o correto funcionamento do sistema e identificar os aspectos de seu comportamento funcional.

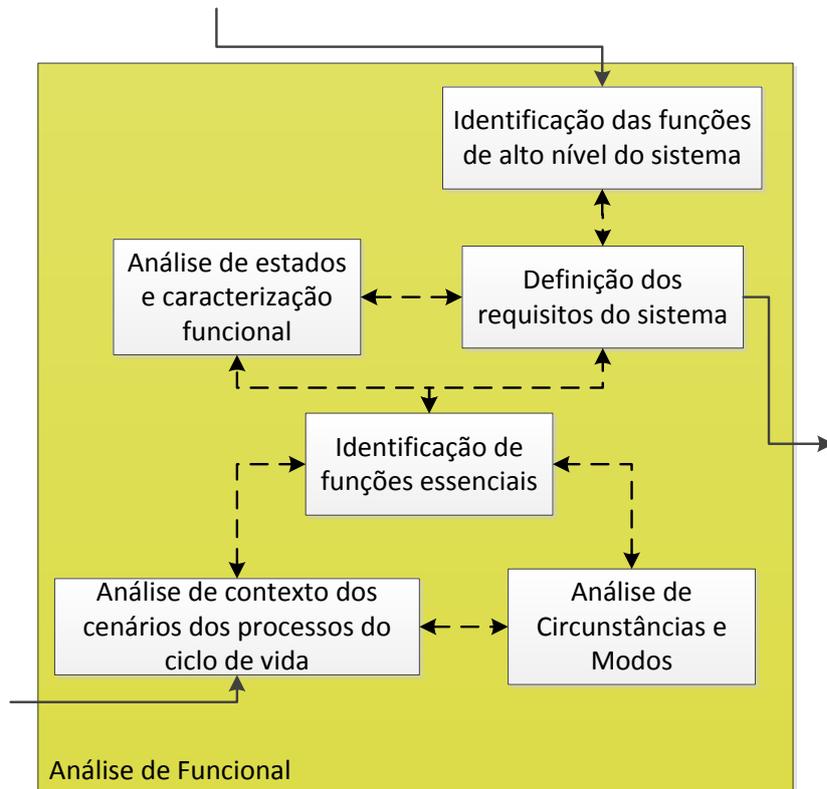


Figura 5.27 - Fluxograma das iterações das microatividades da análise funcional do sistema.

As duas abordagens apresentam o sistema como uma "caixa preta", a qual seu interior é desconhecido, isto é feito para determinar as funções de alto nível, identificar quais funções recebem as entradas e geram as saídas do sistema.

Os exemplos apresentados nas microatividades são referentes ao desenvolvimento do sistema espacial, isto é, o elemento espacial da arquitetura da missão. O mesmo processo de referência pode ser utilizado para o desenvolvimento dos demais elementos da arquitetura da missão.

5.3.3.1. Identificação das funções de alto nível do sistema

A identificação das funções de alto nível do sistema de interesse utiliza as funções iniciais, decompostas e alocadas a este sistema na definição da

missão e as interfaces identificadas, entre o sistema e os elementos da arquitetura da missão, como base de dados de entrada para a micro atividade.

A análise funcional de alto nível é desenvolvida por meio da construção de dois diagramas: diagrama de contexto e diagrama de fluxo de dados. No diagrama de contexto, o sistema de interesse assume posição central e no seu entorno são identificados os demais elementos da arquitetura da missão e estes estão interligados com o sistema por fluxos (material, energia ou informação), que devem ser identificados considerando a operação da missão.

O diagrama de fluxo de dados é construído de forma que, a função principal a ser desempenhada pelo sistema de interesse, seja o ponto inicial e central, assim, funções adicionais necessárias à realização da função principal são identificadas, assim como os fluxos de dados.

A Figura 5.28 apresenta exemplos dos diagramas de contexto e de fluxo para a identificação das funções de alto nível no desenvolvimento de um CubeSat.

A construção dos diagramas de contexto e de fluxo de dados proporciona a visualização e identificação das funções de alto nível que o sistema de interesse deve desempenhar. As funções identificadas nesta atividade serão posteriormente refinadas na análise de contexto individual dos cenários dos processos operacionais do ciclo de vida com a identificação de outras funções específicas para cada cenário.

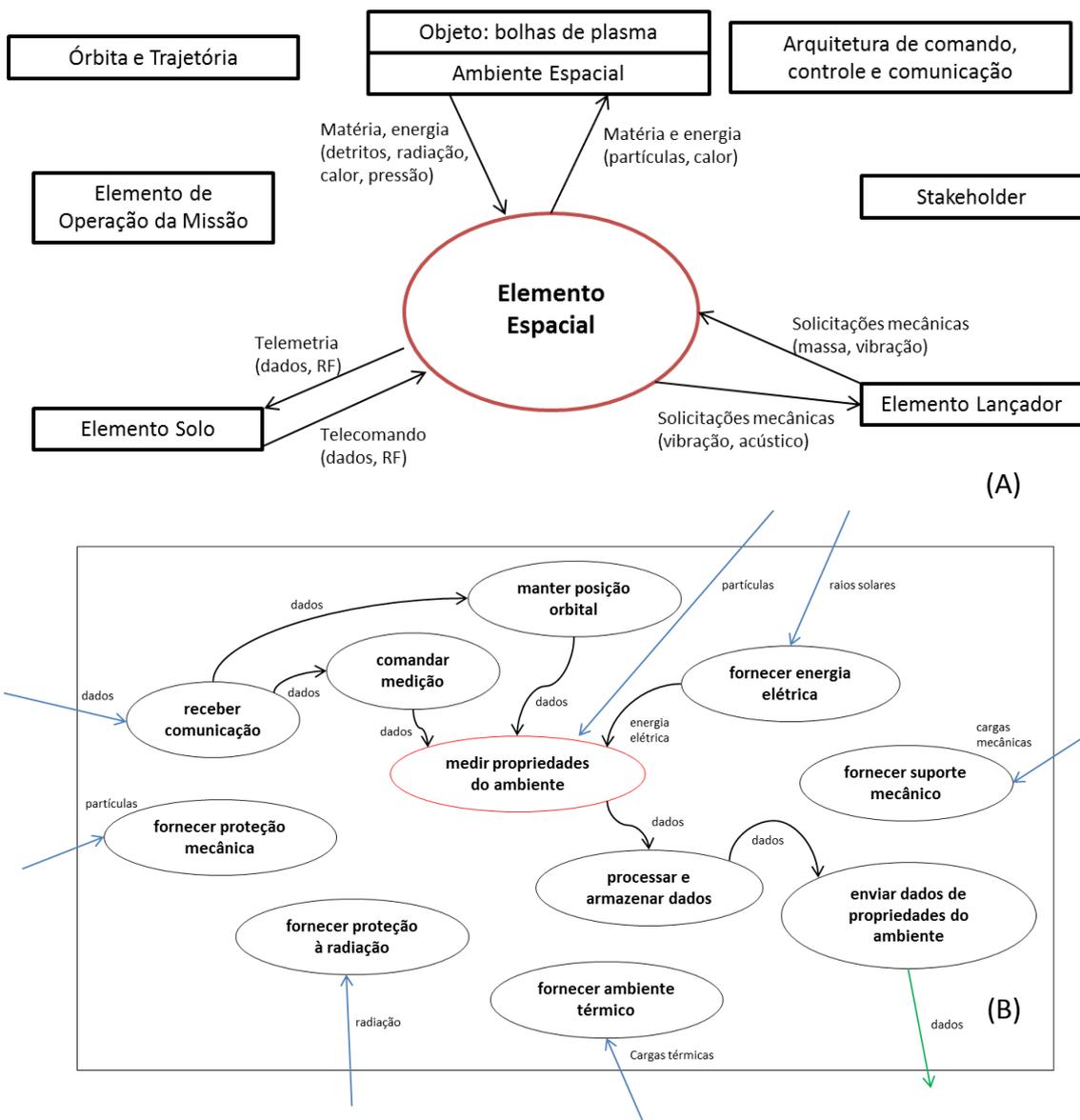


Figura 5.28 – Exemplos de diagramas de identificação funcional de alto nível para um CubeSat. (A) – diagrama de contexto; (B) – diagrama de fluxo de dados.

As funções identificadas nesta microatividade são documentadas após a análise da micro atividade de definição dos requisitos do sistema, apresentada na Seção 5.3.3.6.

5.3.3.2. Análise de contexto dos cenários dos processos do ciclo de vida

A análise de contexto dos cenários dos processos do ciclo de vida é a identificação sistemática e ordenada das funções que o sistema deve desempenhar ao longo de todo o ciclo de vida, assim, garantindo a captura de todas as funções essenciais do sistema.

Segundo Hatley and Pirbhai (1988) os diagramas de contexto mostram os sinais fluindo entre o sistema e as entidades externas, com as quais o sistema deve comunicar-se. Mostram também a função global do sistema na forma de um simples processo e representam a visão de nível máximo dos requisitos, ou o mais abstrato possível, e mostram o papel central que o sistema é solicitado a realizar dentro do seu ambiente externo.

A análise de contexto dos cenários do ciclo de vida tem como precedente a identificação dos principais cenários do ciclo de vida, derivados da subatividade de análise do ciclo de vida do sistema e, a partir dos principais cenários, é proposto o desenvolvimento de três diagramas para cada cenário:

- a) Diagrama de contexto;
- b) Diagrama de contexto de dados – DCD;
- c) Diagrama de contexto de controle – DCC.

O desenvolvimento dos diagramas é iterativo e são necessárias diversas realimentações paralelamente ao desenvolvimento das demais atividades da análise funcional, até que, haja maturidade suficiente para a transcrição das funções identificadas em requisitos do sistema.

O diagrama de contexto utiliza o mesmo conceito e modelo apresentado para a identificação de funções de alto nível com a diferença que, os elementos identificados e os fluxos são aqueles que estão no ambiente do cenário do processo do ciclo de vida em questão. A Figura 5.29 apresenta um exemplo de

diagrama de contexto para um CubeSat em um cenário de inspeção e verificação pós-transporte.

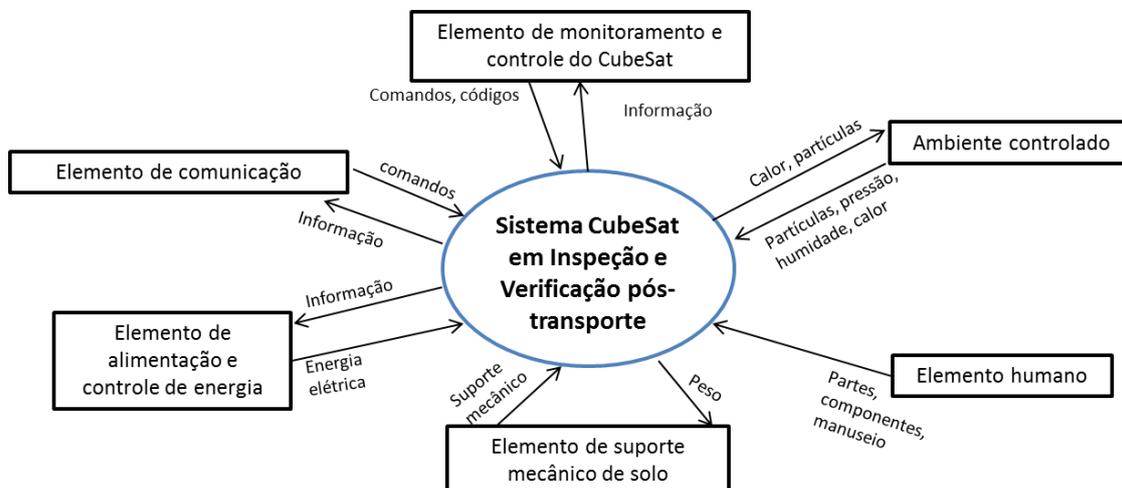


Figura 5.29 – Exemplo do diagrama de contexto de um CubeSat para o cenário de inspeção e verificação pós-transporte.

O diagrama de contexto de dados (DCD) se diferencia do diagrama de contexto por somente identificar os fluxos de informações trocadas entre o sistema de interesse e os elementos do ambiente, enquanto o diagrama de contexto identifica todas as naturezas de fluxos. A identificação dos fluxos de informações é o ponto inicial para definição das interfaces lógicas do sistema com os elementos do ambiente, para isto, a identificação inicial é realizada através do diagrama de contexto de dados. A Figura 5.30 apresenta um exemplo de diagrama de contexto de dados para um CubeSat em um cenário de inspeção e verificação pós-transporte.

Segundo Hatley e Pirbhai (1988) o diagrama de contexto de dados identifica as entidades externas (como outros sistemas, operadores, usuários e canais de comunicação) com os quais nós queremos que o sistema se comunique e declara o principal objetivo do sistema na forma de um só processo. Além disso, possui uma importância fundamental, pois sumariza o requisito central, a

fim de receber certas entradas, realizar ações sobre as entradas, de acordo com o propósito declarado do sistema e, assim, gerar certas saídas.

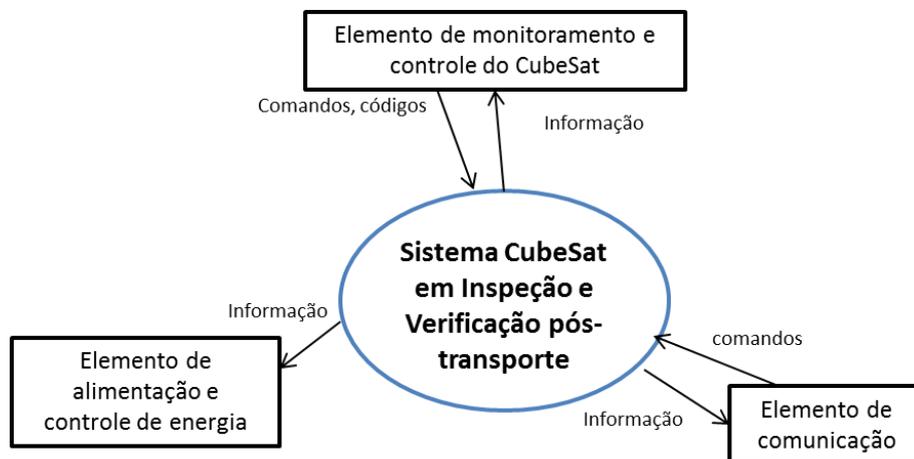


Figura 5.30 – Exemplo de DCD de um CubeSat para o cenário de inspeção e verificação pós-transporte.

Segundo Hatley e Pirbhai (1988) os diagramas de contexto de controle são idênticos aos diagramas de contexto de dados, com a exceção de que esses contêm fluxos de controle, no lugar de dados. O diagrama de contexto de controle estabelece a interface da informação de controle entre o sistema e o meio ambiente, enquanto o diagrama de contexto dos dados estabelece a interface da informação dos dados.

A representação do diagrama de contexto de controle é igual ao diagrama de contexto de dados diferenciado pela representação dos fluxos de controle por linhas descontínuas. A Figura 5.31 apresenta um exemplo de diagrama de contexto de controle para um CubeSat em um cenário de inspeção e verificação pós-transporte.

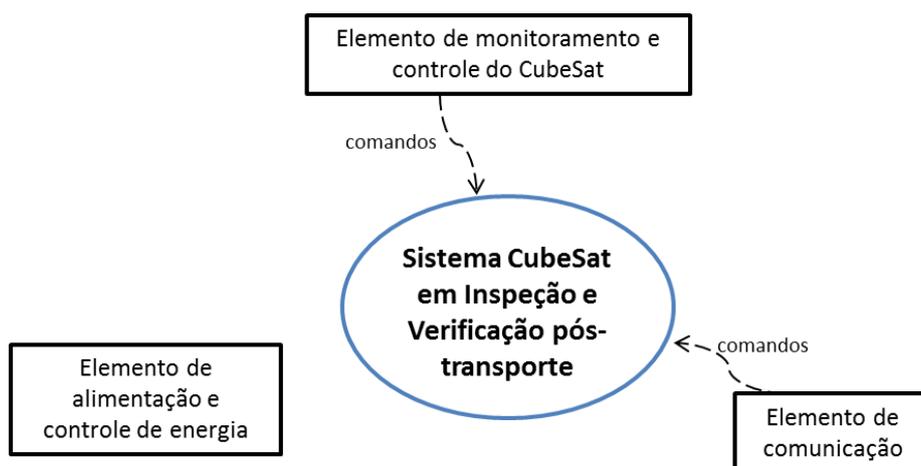


Figura 5.31 – Exemplo de DCC de um CubeSat para o cenário de inspeção e verificação pós-transporte.

O desenvolvimento dos diagramas de contexto, DCD e DCC identificam os fluxos de dados e fluxos controles necessários para a análise de comportamento funcional do sistema, através de seus estados e modos operacionais. Também é possível identificar os elementos do ambiente e, se necessário, seu desenvolvimento como um elemento essencial ao sistema, como exemplo, da Figura 5.31, os elementos de alimentação elétrica, comunicação, controle e monitoramento e de suporte mecânico devem ser desenvolvidos de acordo com as necessidades do sistema.

Os requisitos identificadas nesta microatividade são documentadas na micro atividade de definição dos requisitos do sistema, apresentada na Seção 5.3.3.6.

5.3.3.3. Análise de circunstâncias e modos

A análise de circunstâncias e modos, para o desenvolvimento de pico e nano-satélites deve ser realizada para os cenários operacionais do ciclo de vida do sistema, onde devem identificar, antecipadamente, os modos de funcionamento do sistema e suas transições (comportamento funcional), gerando requisitos para o sistema.

Segundo Loureiro (2012) circunstâncias são combinações dos possíveis valores de atributos dos elementos do ambiente e dos fluxos do contexto do sistema. Os modos são definidos a partir do desempenho do sistema para diferentes faixas de valores assumidos para estes atributos.

A identificação de circunstâncias e modos segue a seguinte sequência de etapas:

- a) Identificar contextos dos cenários operacionais relevantes para análise;
- b) Identificar conjuntos relevantes de atributos para os elementos e fluxos;
- c) Definir valores ou faixas de valores para os atributos dos elementos e fluxos;
- d) Identificar combinações de valores ou faixas de valores dos atributos para diferentes comportamentos funcionais do sistema.

A Figura 5.32 apresenta o modelo de um diagrama de contexto de cenário do ciclo de vida e os valores de atributos dos elementos e fluxos relevantes ao comportamento funcional do sistema.

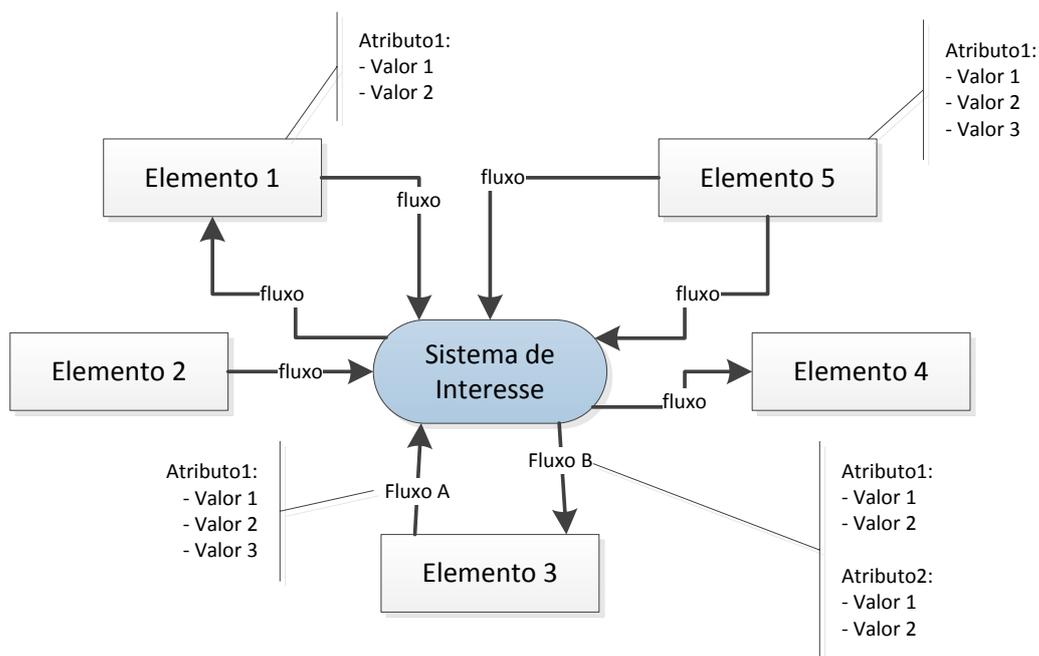


Figura 5.32 – Modelo de diagrama contexto com identificação de atributos e valores de fluxos e elementos dos cenários do ciclo de vida.

Os modos de operação do sistema são identificados por meio da construção de uma planilha, em que a combinação dos valores ou faixas de valores dos atributos dos elementos e fluxos, leva a diferentes comportamentos de desempenho do sistema (exemplos: normal, degradado e seguro). A Tabela 5.7 apresenta um modelo para a identificação de modos de um sistema.

Tabela 5.7 - Modelo de planilha para identificação de modos operacionais do sistema.

SISTEMA EM CENÁRIO DO CICLO DE VIDA													
Modo		Elementos					Fluxos						
		Elemento 1		Elemento 5			Fluxo A			Fluxo B			
		Atrib. 1		Atrib. 1			Atrib. 1			Atrib. 1		Atrib. 2	
		Valor 1	Valor 2	Valor 1	Valor 2	Valor 3	Valor 1	Valor 2	Valor 3	Valor 1	Valor 2	Valor 1	Valor 2
Normal	A		x	x			x			x			
	B	x	x	x							x	x	
Degradado					x			x					
Seguro						x			x				

Segundo Loureiro (2012) a análise de modos do sistema consiste na identificação dos modos e do comportamento de transição entre eles. A transição dos modos deve ser definida em termos de eventos relacionados à mudança de valores dos atributos dos elementos e fluxos do contexto.

A transição dos modos é visualizada por meio de diagramas de transição de modos, nos quais, são representados os eventos para mudança de modos e as ações resultantes de uma transição. A Figura 5.33 apresenta um modelo de diagrama de transição de modos.

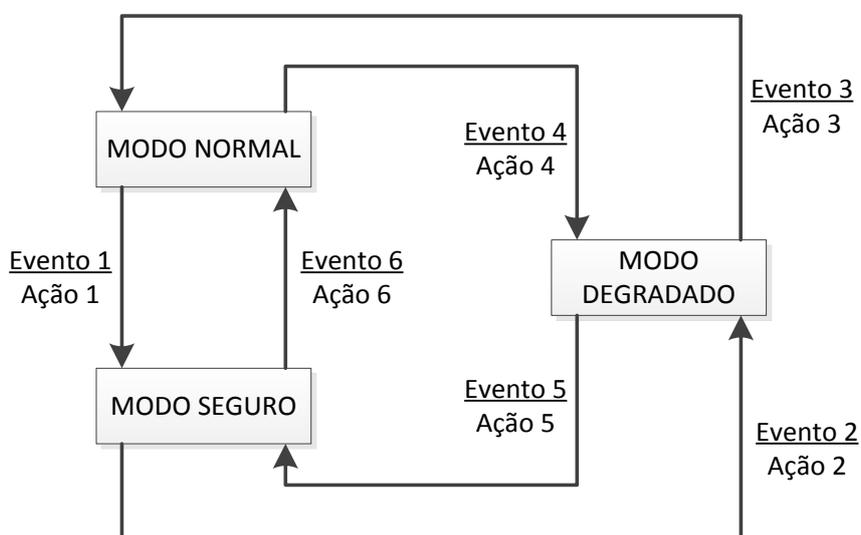


Figura 5.33 - Modelo de diagrama de transição de modos.

Os modos e suas transições identificados serão realimentados durante todo processo de análise funcional do sistema e sua formalização se dá através de requisitos do sistema na microatividade de definição dos requisitos de sistema, na Seção 5.3.3.6.

5.3.3.4. Identificação de funções essenciais

A identificação de funções essenciais tem o objetivo de definir as funções principais que o sistema deve ser capaz de realizar. A identificação deve

ocorrer de forma organizada seguindo um método, para que não existam funções essenciais não capturadas e somente identificadas tardiamente ao longo do ciclo de vida do sistema.

No desenvolvimento de pico e nano-satélites essa micro atividade deve ser completamente desenvolvida somente para os cenários dos processos operacionais do ciclo de vida do sistema e, para os demais cenários dos processos do ciclo de vida é importante somente desenvolver a parte inicial desta micro atividade (método de lista de eventos) para a identificação das funções de interface. A identificação de funções essenciais é composta por três etapas:

- a) Método de lista de eventos;
- b) Identificação das funções essenciais;
- c) Agrupamento e decomposição de funções.

O método de lista de eventos consiste na identificação das funções essenciais do sistema, para cada modo de operação identificado, dos cenários operacionais do ciclo de vida e, a partir do diagrama de contexto, para os demais cenários do ciclo de vida. Esta abordagem permite a completa identificação das funções essenciais do sistema em relação ao seu ambiente externo de interação com os elementos.

O desenvolvimento inicia a partir do contexto do cenário para cada modo operacional, exemplo na Figura 5.34, descrevendo os elementos do ambiente e os fluxos na forma de uma planilha, conforme o modelo da Tabela 5.8. Onde a primeira coluna identifica a lista de ações que os elementos do ambiente realizam e a segunda coluna identifica as ações que o sistema de interesse deve realizar.



Figura 5.34 – Exemplo de diagrama de contexto para um CubeSat em modo operação nominal.

Tabela 5.8 - Lista de eventos capturados do diagrama de contexto para um CubeSat em modo operação nominal.

CubeSat em Modo Operação Nominal	
Ações Elemento do Ambiente	Ações Sistema de Interesse
Elemento solo envia telecomando (dados)	CubeSat recebe telecomando (dados)
Elemento solo recebe telemetria (dados)	CubeSat envia telemetrias (dados)
Ambiente espacial envia partículas	CubeSat recebe partículas
Ambiente espacial envia radiação	CubeSat recebe radiação

As funções essenciais são extraídas da planilha e podem ser representadas por meio de diagramas de fluxos de dados, conforme o modelo da Figura 5.35.

Segundo Hatley e Pirbhai (1988) o diagrama de fluxo de dados (DFD) é a ferramenta principal para descrever os requisitos funcionais. Seu propósito principal é mostrar como cada processo transforma seus fluxos de dados de entrada em fluxos de saída e mostrar os relacionamentos entre estes dois processos.

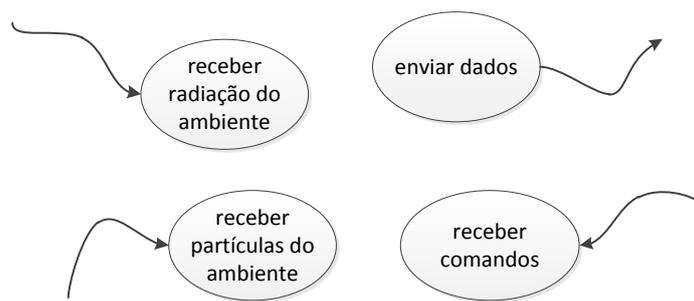


Figura 5.35 – Exemplo de diagrama de fluxo de dados inicial para um CubeSat em operação nominal

A decomposição funcional consiste em identificar funções necessárias a serem realizadas para que as funções essenciais sejam executadas, considerando a apresentação por meio do diagrama de fluxo de dados, conforme o exemplo da Figura 5.36. Novas funções são capturadas neste processo e estas devem ser documentadas para posterior formalização como requisitos do sistema.

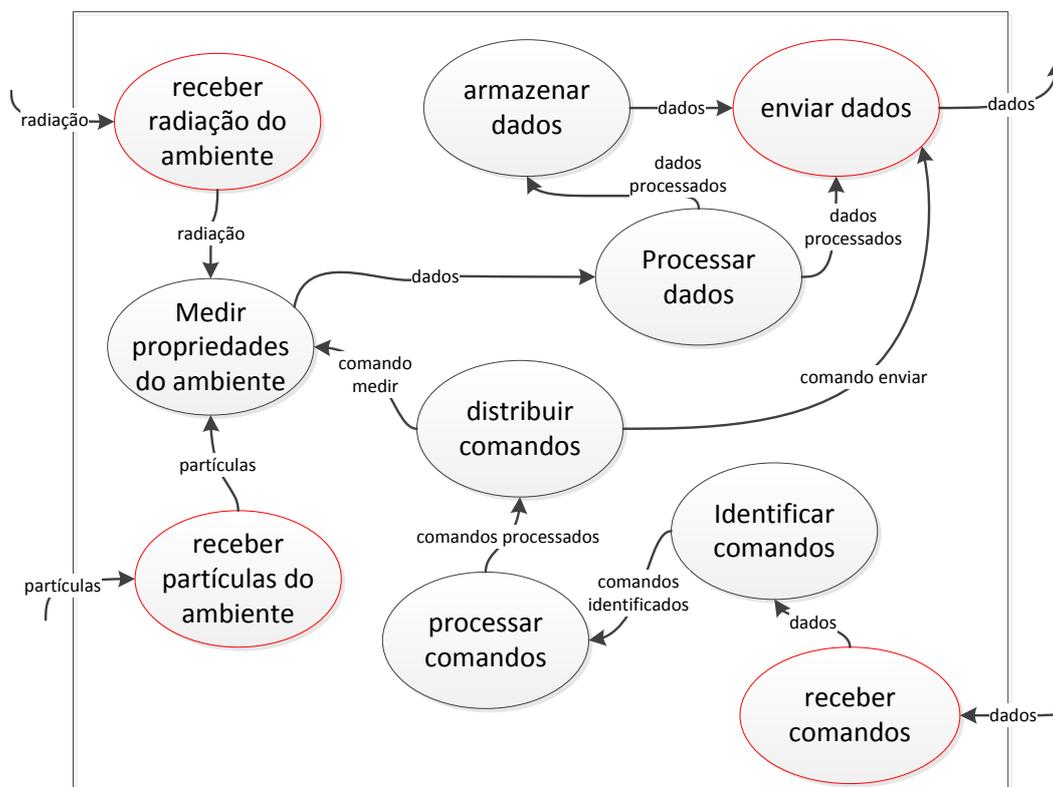


Figura 5.36 - Exemplo de decomposição funcional inicial para um CubeSat em modo operação nominal.

Hatley e Pirbhai (1988) descrevem que o procedimento é arbitrário de forma que, se pode iniciar em qualquer ponto, mas o importante é refazer e refinar repetidamente até se atingir um modelo simples e claro, seguindo alguns princípios:

- a) minimizar o número total de fluxos;
- b) distribuir uniformemente os fluxos entre os processos;
- c) iniciar o processo sem muito pensamento e refiná-lo diversas vezes;
- d) um processo que não é facilmente identificado com um nome deve ser segmentado;
- e) concentrar o processamento de uma entrada em uma única região do modelo.

O processo de identificação de funções essenciais é um modelo visual e sistemático para a identificação inicial das funções internas que o sistema deve realizar. As funções identificadas nesta atividade são funções internas ao sistema em desenvolvimento, estas serão refinadas e atribuídas aos elementos do sistema (subsistemas) no desenvolvimento da arquitetura do sistema, através de requisitos. Os requisitos funcionais identificados nesta micro atividade são analisados e documentados na micro atividade de definição de requisitos do sistema, apresentado na Seção 5.3.3.6.

5.3.3.5. Análise de estados e caracterização funcional

A análise de estados e a caracterização funcional do sistema consistem em duas atividades distintas, onde a análise de estados identifica o comportamento funcional do sistema e a caracterização funcional define o desempenho necessário das funções identificadas, através da determinação dos valores de atributos a serem desempenhados pelo sistema (requisitos do sistema).

A análise de estados, para o desenvolvimento de pico e nano-satélites deve ser realizada somente para os cenários operacionais do ciclo de vida do sistema, onde, devem identificar os estados do sistema e suas transições, gerando requisitos, principalmente, para a lógica de funcionamento interna do sistema.

As atividades são realizadas através do desenvolvimento das seguintes etapas:

- a) Diagrama de fluxo de controle;
- b) Identificação de estados;
- c) Diagrama de transição de estados;
- d) Especificação de atributos das funções identificadas.

O diagrama de fluxo de controle (DFC) identifica os sinais de controle de interfaces para as funções do sistema de interesse. O sistema terá comportamento diferente, quando os sinais de controle assumirem diferentes valores, e estes sinais são definidos como os fluxos de controle do diagrama.

O conjunto de fluxos de controle e funções identificadas são os principais elementos utilizados como entrada para o desenvolvimento de elementos lógicos do sistema, assim, a definição dos estados e suas transições definirá a lógica funcional do sistema. O DFC, diferentemente do DCC (diagrama de contexto de controle), está preocupado com a identificação das interfaces lógicas entre as funções internas do sistema, enquanto o DCC, tem como objetivo identificar as interfaces lógicas externas do sistema. A Figura 5.37 apresenta um exemplo de diagrama de fluxo de controle.

Hatley e Pirbhai (1988) comparam os fluxos de controle com catalisadores de uma reação química, em que precisamos habilitar ou desabilitar os processos (funções) do sistema (identificadas nos diagramas de fluxo de dados). Assim, precisamos especificar os fluxos de controle como requisitos e analisar suas variações em relação ao comportamento funcional do sistema.

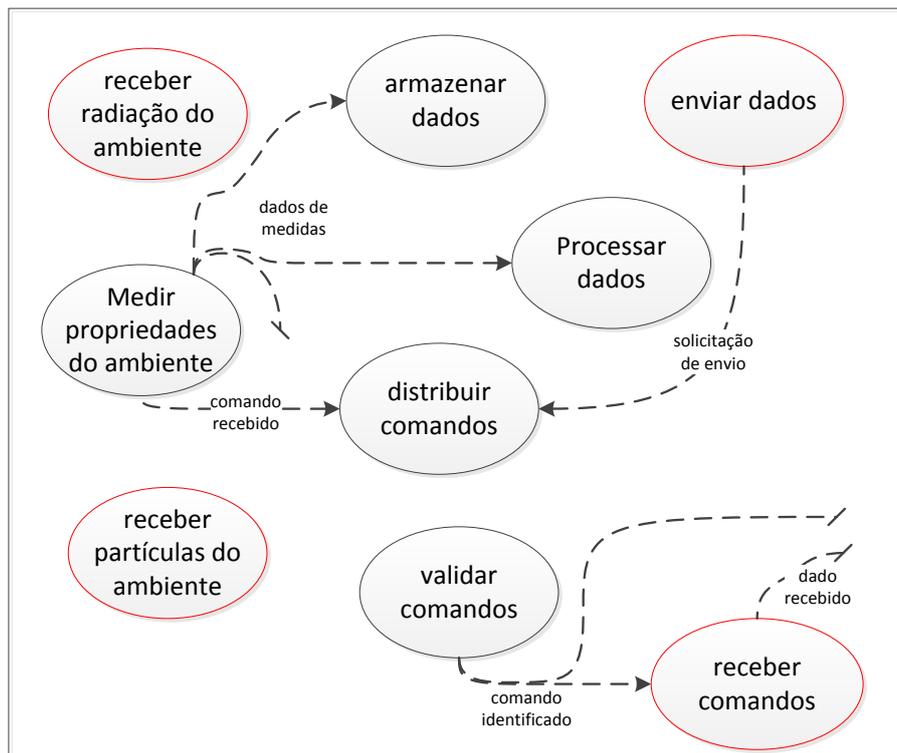


Figura 5.37 - Exemplo de diagrama de fluxo de controle inicial para um CubeSat em operação nominal.

Segundo Larson (2009) um estado funcional é um momento instantâneo (estático) das métricas ou variáveis necessárias para descrever o que determinada função está desempenhando.

As definições apresentadas se aplicam a sistemas, em que, um estado representa as características externas que um sistema pode assumir, dependendo dos valores dos fluxos de controle, estes que caracterizam o funcionamento do sistema. A identificação dos estados pode ser representada através de uma planilha contendo os possíveis valores dos fluxos de controle e respectivos estados assumidos pelo sistema, conforme o exemplo da Tabela 5.9.

Tabela 5.9 - Exemplo de Identificação de estados para um CubeSat em operação.

Fluxos de controle	Valores	Estados			
		Stand-by	Coletando dados	Coletando e enviando dados	Desativado
Dados de medida	Disponível	N/A	X	X	
	Não disponível	N/A			X
Comando recebido	OK		X	X	
	Não OK	X			X
Solicitação de envio	Verdadeiro			X	N/A
	Falso	X	X		N/A
Comando identificado	Verdadeiro	N/A	N/A	X	
	Falso	N/A	N/A		X
Dado recebido	OK	N/A	N/A	X	N/A
	Não OK	N/A	N/A		N/A

O diagrama de transição de estados é representado graficamente, conforme o exemplo da Figura 5.38, onde são identificados os eventos caracterizados pela mudança de valor de algum atributo e a ação a ser realizada pelo sistema para assumir o novo estado. A construção deste diagrama gera o comportamento funcional do sistema e suas relações, o que permitirá gerar a lógica funcional do sistema.

Segundo Hatley e Pirbhai (1988) o diagrama de transição de estados mostra os estados de um sistema e como eles são influenciados pelos sinais de controle. Eles respondem aos eventos representados pelos fluxos de controle e mostram a ação correspondente que o sistema deve empreender.

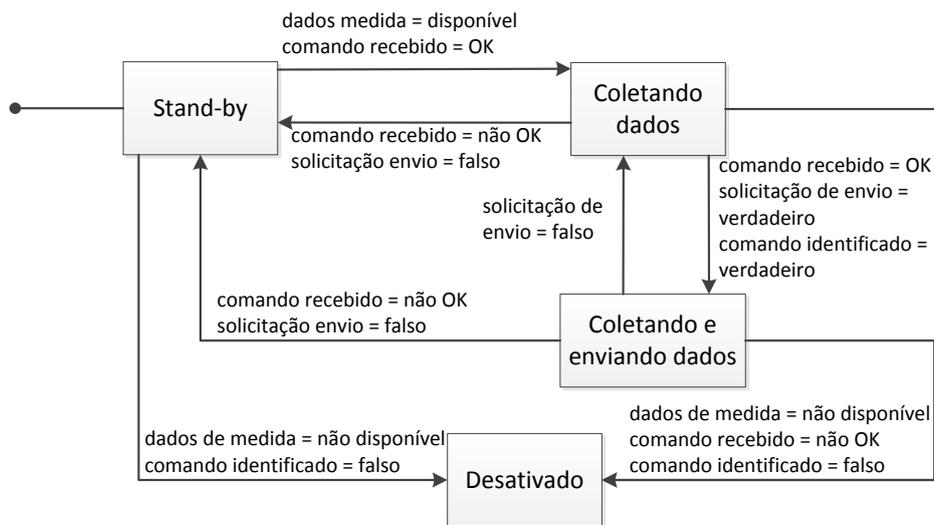


Figura 5.38 - Exemplo de diagrama de transição de estados para um CubeSat em operação.

A definição de valores aos atributos associados às funções identificadas deve ser realizada utilizando os requisitos definidos na missão do sistema e os balanços preliminares de missão, onde estes provêm uma estimativa inicial dos atributos associados às macro funções do sistema de interesse, e estes parâmetros devem ser associados às funções aqui decompostas, conforme o exemplo da Tabela 5.10. A definição de parâmetros de desempenho deve ser realizada para todas as funções identificadas, incluindo as funções de interfaces.

Segundo Halligan (2012) Os parâmetros tem origem das medidas de efetividade de requisitos da missão, que, através de decomposição ou diretamente, são alocados as funções ou são derivados dos requisitos de stakeholders, quando estes expressam o desempenho necessário de tal função.

Tabela 5.10 - Exemplo de definição de valor a um atributo de função do sistema.

Requisitos do Sistema (em definição)

Requisito do Sistema 1: O elemento espacial (sistema) deve enviar dados de densidade eletrônica da região ionosférica sobre o Brasil para solo.

Requisito do Sistema 2: O elemento espacial (sistema) deve enviar dados de parâmetros de funcionamento do sistema para solo.

Processo de definição de valores de atributos

Sabe-se que, uma frequência de coleta de X amostras/seg atende a necessidade dos stakeholders e que, a amostra contém Y bytes com uma precisão numérica de Z, também em atendimento dos stakeholders, assim, é possível prever um volume de dados a ser transferido para solo, em relação à área de cobertura de interesse.

Ainda, o volume de dados dos principais parâmetros de funcionamento do sistema são previstos, dado o conhecimento do ambiente espacial e sabendo-se quais parâmetros são de vital importância no funcionamento do sistema.

Este volume total de dados identificado depende de diversos fatores, já definidos na definição da missão, tais como: número de estações de solo e capacidade de transferência de dados (tempos de passagem e capacidade de recepção). Assim, através do balanço de transferência de dados inicial é possível atribuir ao requisito de transferir dados ao solo parâmetros como: taxa, frequência, tempo, disponibilidade e volume de dados.

Os parâmetros inicialmente previstos devem sofrer refinamentos e modificações ao longo do processo até a definição da arquitetura final do sistema e estas modificações devem ser gerenciadas de forma eficaz, garantindo que as pessoas envolvidas no desenvolvimento fiquem atualizadas.

5.3.3.6. Definição dos requisitos do sistema

A formalização dos resultados da análise funcional do sistema é descrita através de requisitos do sistema, estes apresentam individualmente as funções, desempenho e comportamento das funções que o sistema deve desempenhar ao longo de todo seu ciclo de vida.

Os requisitos identificados devem ser descritos e associados a estes, devem ser documentados os seguintes atributos:

- a) Identificador do requisito;
- b) identificador do requisito / restrição de origem;
- c) critério de aceitação;
- d) método de verificação;
- e) base lógica (rationale);
- f) situação do requisito (em análise, válido ou desativado).

5.3.4. Definição da Arquitetura do Sistema

A definição da arquitetura do sistema é a subatividade que integra a arquitetura funcional e comportamento funcional identificado a uma estrutura física (conceito) de solução do sistema, identificando suas interfaces e definindo para cada parte do sistema seus requisitos de alto nível.

A subatividade de definição da arquitetura do sistema apresentada na Figura 5.39, é composta das seguintes microatividades:

- a) Identificação e decomposição de elementos físicos do sistema – Arquitetura Física;
- b) Identificação e decomposição das funções do sistema – Arquitetura Funcional;
- c) Alocação funcional aos componentes físicos do sistema;
- d) Identificação de alternativas de solução para os componentes do sistema;
- e) Análise de decisão dos componentes do sistema;
- f) Definição da arquitetura do sistema.

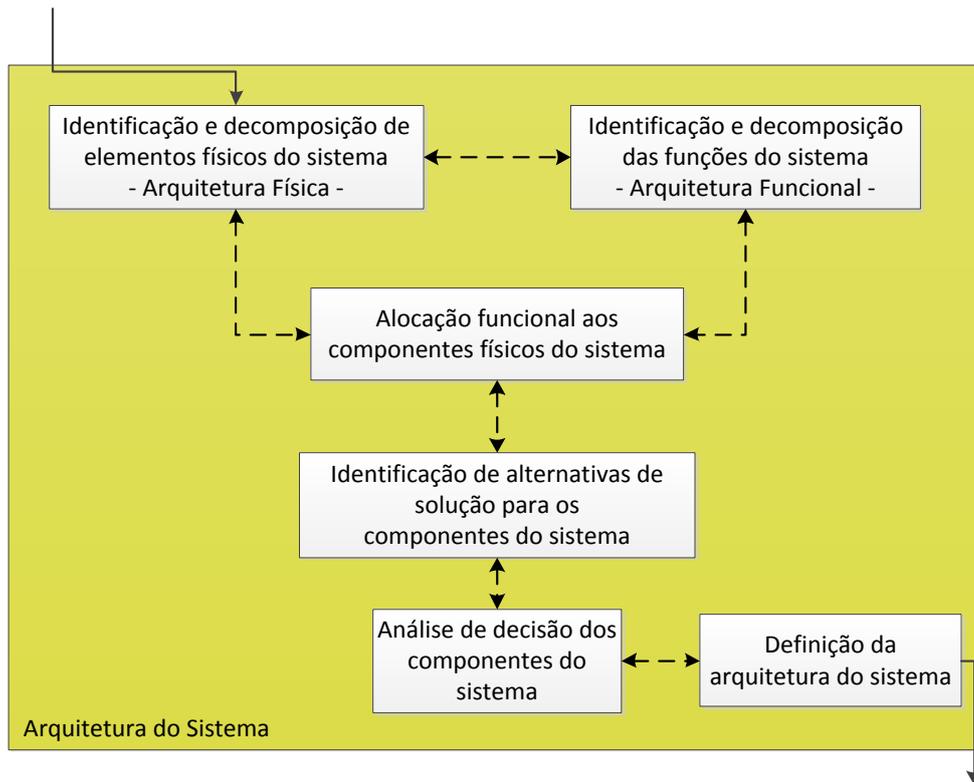


Figura 5.39 - Fluxograma das iterações das microatividades da definição da arquitetura do sistema.

As microatividades de identificação da arquitetura física, identificação da arquitetura funcional e alocação funcional são desenvolvidas iterativamente e realimentadas até a definição completa da arquitetura do sistema. Esta natureza altamente iterativa permite um melhor entendimento dos requisitos técnicos, escopo do sistema e ainda destaca qualquer aspecto não claro em relação ao atendimento as necessidades dos stakeholders.

Segundo Larson (2009) a decomposição física e funcional nos dá oportunidade de avaliar se os requisitos do sistema são viáveis, permite identificar análises críticas de alternativas, esclarecer o escopo do sistema e ainda mostrar se o sistema é capaz de atender as capacidades operacionais requeridas.

5.3.4.1. Identificação e decomposição de elementos físicos do sistema – Arquitetura Física

A identificação e decomposição de elementos físicos do sistema têm como objetivo o desenvolvimento conceitual da arquitetura física do sistema de interesse.

Segundo Larson (2009) os componentes físicos (partes e subpartes) de um sistema de interesse são os recursos do sistema que desempenham as funções: hardware, software, infraestrutura, pessoas ou processos. Duas arquiteturas físicas, tipicamente utilizadas, são:

- a) Arquitetura Genérica: esta arquitetura decompõe os elementos físicos para um sistema sem especificar características de desempenho;
- b) Arquitetura Instanciada: esta arquitetura adiciona, a cada elemento físico, especificações de parâmetros de desempenho e seus requisitos, de forma que, para construí-la deve ser realizada a alocação funcional aos elementos físicos.

A identificação e decomposição física prevê o desenvolvimento de uma arquitetura genérica do sistema. O desenvolvimento da arquitetura instanciada pode ser apresentado como resultado da microatividade de alocação funcional.

A arquitetura física de um pico ou nano-satélite pode ser genericamente representada por dois grandes blocos: módulo de serviço e carga útil, em que o módulo de serviço também pode ser representado por suas partes (subsistemas). Além do satélite devem-se considerar, na construção de arquitetura física, os elementos que dão suporte ao desenvolvimento do satélite ao longo de todo seu ciclo de vida, conforme o exemplo da Figura 5.40.

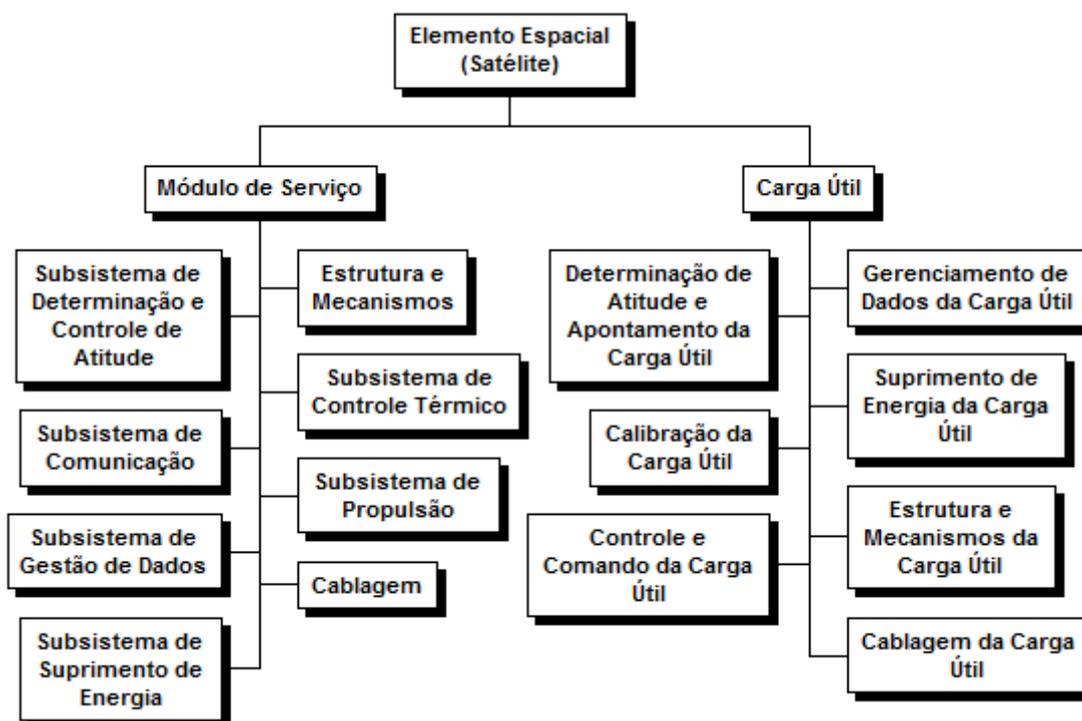


Figura 5.40 – Exemplo de arquitetura física genérica de um pico ou nano-satélite.

O desenvolvimento de pico e nano-satélites pode estar altamente rígido no desenvolvimento da arquitetura física, se determinado que se utilizem plataformas padrões, como o caso de CubeSats. Isto implica em uma distribuição física e arquitetura bem estabelecida e que permite poucas alterações em nível sistêmico.

O desenvolvimento de CubeSats pode seguir o padrão estabelecido, utilizando a interface de lançamento padrão (POD), conforme o documento: *CubeSat Design Specification – CDS rev.13* (CAL POLY, 2014), o qual apresenta as características físicas do satélite e suas partes bem estabelecidas.

A arquitetura física de um pico ou nano-satélite é desenvolvida neste processo, somente até o nível de subsistema, dado que, para CubeSats (1U), onde cada subsistema é caracterizado por uma placa eletrônica, componentes e suas interfaces, implicando que, o desenvolvimento e definição destes são atribuídos

à especialistas e seus processos próprios de desenvolvimento utilizados pela técnica específica.

5.3.4.2. Identificação e decomposição das funções do sistema – Arquitetura Funcional

A identificação e decomposição das funções do sistema, realizada na análise funcional, adaptada e adequada à alocação aos elementos físicos do sistema é o objetivo desta micro atividade, tratando-se de uma re-organização e apresentação das funções identificadas.

Segundo Larson (2009) a decomposição funcional é um método top-down que inicia a partir de definição da função macro do sistema e decompõe um nível de cada vez para sub-funções de níveis inferiores.

As funções identificadas da análise funcional do sistema são agrupadas de forma lógica e hierárquica e assim, análises dessa estrutura formada devem ser realizadas para verificação da necessidade de inclusão, exclusão ou re-estruturação de funções, de forma a re-alimentar a análise funcional do sistema. A Figura 5.41 apresenta um exemplo de arquitetura funcional genérica, de alto nível, para um elemento espacial.

Segundo Hatley e Pirbhai (1988), quando iniciamos o processo de decomposição de funções, surge a questão de, até que ponto decompor cada nível. Para esta questão, utiliza-se o princípio sete-mais-ou-menos-dois, o qual afirma que, numa gama diversificada de atividades, nossa habilidade está em seu ponto máximo quando lidamos com uma quantidade de fatos, objetos, ou o que quer que seja, na gama entre cinco e nove. Além deste limite, nosso desempenho declina consideravelmente.

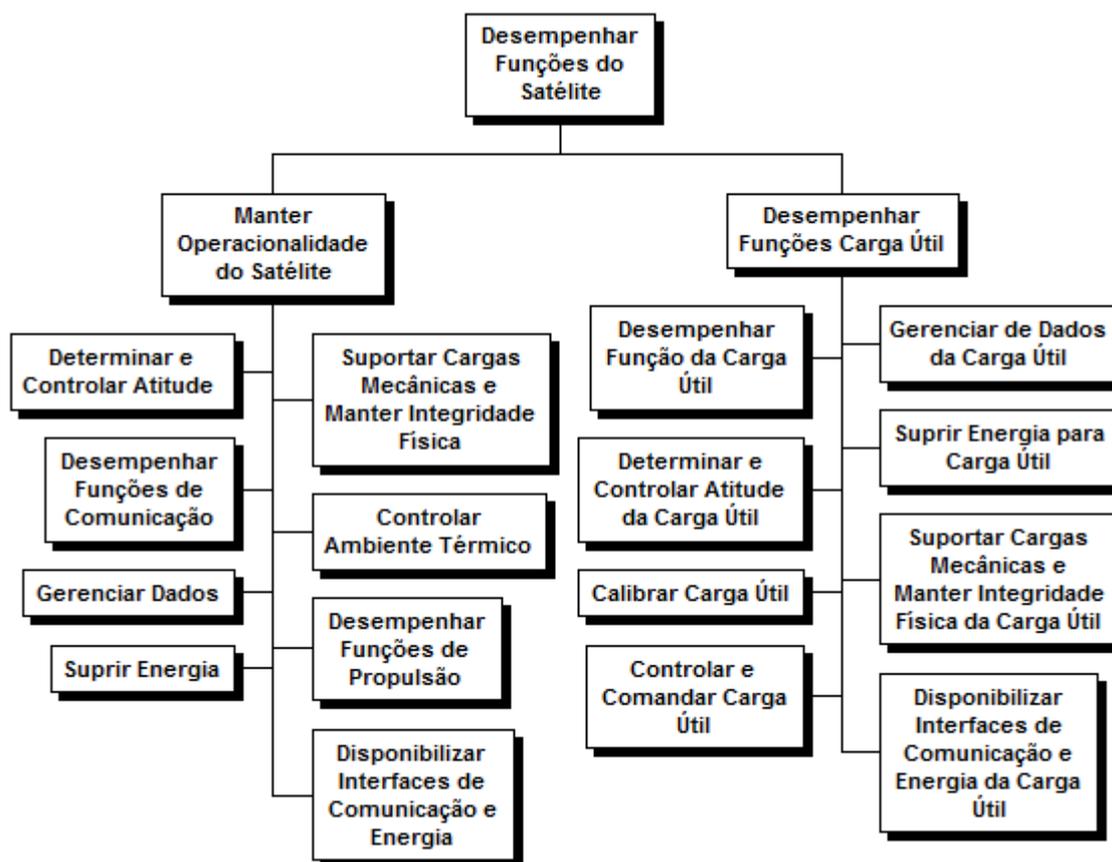


Figura 5.41 – Exemplo de arquitetura funcional genérica de um pico ou nano-satélite.

Segundo Larson (2009) se a arquitetura física de um sistema é conhecida e esta for rígida, é necessário decompor as funções, de tal forma que, atenda a arquitetura física existente, evitando afetá-la. Isto força a alocação direta entre arquitetura funcional e arquitetura física, inibindo criatividade e estudos de alternativas para soluções mais eficientes.

A estratégia no desenvolvimento de pico e nano-satélites, em sua maioria, está altamente relacionada ao caso em que a arquitetura física está estruturada e poucas modificações são permitidas, assim, o seu desenvolvimento pode ser simplificado de acordo com tais restrições.

5.3.4.3. Alocação funcional aos componentes físicos do sistema

A alocação funcional aos componentes físicos e interfaces, identificadas na arquitetura física, constitui a visualização e definição do sistema quanto a quais funções cada componente do sistema deve desempenhar.

Segundo Larson (2009) esta atividade pode requerer muita iteração, dado as modificações da arquitetura funcional, para mais eficientemente alocar à solução física.

Todas as funções devem ser alocadas para algum elemento físico e, se alguma função é alocada para mais de um elemento físico, esta deve ser decomposta em funções menores. Isto é importante devido à arquitetura física derivar requisitos para seus componentes e interfaces entre eles. Se alocada uma única função para mais de um elemento, os requisitos também serão decompostos para seus componentes, assim, as interfaces entre eles serão nebulosas. (LARSON, 2009)

Segundo Larson (2009) os desenvolvedores de arquitetura devem conhecer as funções da arquitetura funcional e alocá-las da melhor forma possível aos elementos da arquitetura física e raramente geram alocação funcional um-para-um elemento físico, mas todos os elementos físicos devem normalmente desempenhar, ao menos, uma função.

O processo de alocação deve ser realizado por um time de pessoas e tem base em métodos de *brainstorming*, contando com a experiência dos participantes. Quando realizado por somente uma pessoa, em projetos pequenos, as ligações entre os requisitos de desempenho, funções e síntese da arquitetura física não devem ser definidos de forma a caracterizarem as soluções de hardware e software e ainda manter no mesmo nível hierárquico, por isso, a importância da participação de um time para esta atividade (GRADY, 2013).

Grady (2013) concluiu que alocar funções diretamente aos elementos físicos da arquitetura e posterior desdobramento de requisitos de desempenho não é a melhor abordagem, e sim, decompor os requisitos de desempenho anteriormente à alocação funcional e, assim, aos elementos físicos da arquitetura, pois esta abordagem mais frequentemente suporta a alocação um para um.

5.3.4.4. Identificação de alternativas de solução para os componentes do sistema

A identificação de possíveis soluções para os componentes físicos do sistema é possível através da alocação funcional aos elementos genéricos da arquitetura física e, assim, são identificadas as possíveis tecnologias ou conjunto destas para atender a função alocada para cada elemento físico.

Segundo Larson (2009) alocando funções ou componentes genéricos aos elementos físicos criam-se inúmeras possibilidades de alternativas, tomadas de decisão e realimentações iterativas das funções. A planilha morfológica é uma ferramenta para determinação de como as funções ou componentes genéricos podem ser compatíveis e identificar os elementos físicos que melhor se aplicam para cada função.

A planilha morfológica é construída, colocando-se como colunas as funcionalidades e, nas linhas abaixo, as possíveis soluções físicas para cada função. A Tabela 5.11 apresenta um exemplo de planilha morfológica.

Tabela 5.11 - Exemplo de planilha morfológica no desenvolvimento de um satélite.

Comunicação Uplink	Comunicação Downlink	Sensores de Atitude	Atuadores de Atitude	Geração de Energia	Armazenamento de Energia	Método de navegação	Tecnologia de propulsão
Nenhum (autonomia total)	UHF	Sensor solar	Nenhum (tumbling)	Nenhum (somente baterias primárias)	Bateria Primária	Solo	Gás-frio
UHF	VHF	Sensor de estrelas	Spin passivo	Fotovoltaica	NiCAD	Espaço - GPS	Mono-propelente
VHF	Banda-S	Magnetômetro	Spin duplo	Células de Combustível	Ni-H	Espaço - óptico	Bi-propelente
Banda-S	Banda-Ka	Acelerômetro	Gradiente de gravidade	Reator Nuclear	NiM		Sólido
Banda-Ka	Banda-K	Giroscópio	Magneto permanente		Li-Ion		Termonuclear
Banda-K	Banda-X		Rodas de reação				Ion
Banda-X			Giroscópio de controle de Momento				Plasma pulsado

Fonte: adaptada de Larson (2009).

5.3.4.5. Análise de decisão dos componentes do sistema

A natureza do processo de engenharia de sistemas gera diferentes alternativas de soluções funcionais e físicas e estas necessitam ser filtradas e escolhidas anteriormente à definição da arquitetura do sistema. Esta etapa evita a identificação de potenciais soluções de arquitetura problemáticas, através de atribuições quantitativas as métricas estabelecidas pelos stakeholders e requisitos do sistema, permitindo a avaliação de alternativas de solução de componentes físicos do sistema. Isto significa que, a identificação conceitual de possíveis soluções físicas (tecnologia) de componentes do sistema é realizada através análise de suas características principais (ex. para funcionalidade de comunicação: faixas de frequências UHF, VHF, banda-S).

Segundo Larson (2009) as métricas para análise de possíveis soluções, normalmente, consideram alguns aspectos específicos da solução do sistema, como desempenho ou flexibilidade, testabilidade, entre outros. As métricas tem origem nos requisitos do sistema, de stakeholders ou de características que quase todos os sistemas devem atender.

O método proposto para a análise de decisão dos conceitos de solução de componentes do sistema utiliza métricas comuns para quase todos os sistemas. Este método mede ou estima o quanto bom é determinado elemento, comparativamente, ao quanto bem este elemento atende as métricas estabelecidas. A Tabela 5.12 apresenta um exemplo de análise de decisão através do método de métricas comuns.

Tabela 5.12 - Exemplo de análise de decisão para banda de comunicação – *downlink* de um pico ou nano-satélite.

Métricas de desempenho	Importância da métrica – prioridade relativa	Avaliação de alternativas (valores entre 0 e 4)		
		COMUNICAÇÃO – DOWNLINK		
		UHF	VHF	Banda-S
Taxa de transferência	40			
Acesso a ETs	10			
Consumo energia	35			
Massa	30			
Qualidade sinal-ruído	25			
Total de pontos				

Pontuação total	Conceito de avaliação
<392 (70%)	Ruim
Entre 392 e 476 (70 a 85%)	Médio
>476 (85%)	Ótimo

O desenvolvimento da arquitetura tem participação nesta atividade na definição das métricas e avaliação, enquanto a tomada de decisão e responsabilidade pela atividade é parte das atribuições do Gerenciamento Técnico. Esta abordagem permite avaliar numericamente qual alternativa de solução melhor atende o sistema, do ponto de vista estritamente técnico, a fim de propor uma solução ótima ao sistema.

5.3.4.6. Definição da arquitetura do sistema

A definição da arquitetura do sistema consiste na atividade de integração e síntese da solução ou soluções de arquitetura para o sistema de interesse. Esta atividade também permite a identificação e definição das interfaces físicas entre os elementos da arquitetura.

Segundo Larson (2009) o desenvolvimento da arquitetura de um sistema deve gerar:

- a) modelos de arquitetura que descrevem o que o sistema faz, os componentes físicos que desenvolvem estas funções e todas as definições de interfaces entre funções e componentes;
- b) requisitos derivados para desenvolvedores de software e hardware, com os quais é possível o início do projeto e construção destes;
- c) rastreabilidade dos requisitos do sistema para as especificações de hardware e software;
- d) rastreabilidade dos requisitos para os elementos da arquitetura (funções, componentes e interfaces);
- e) rastreabilidade dos requisitos dentro dos níveis hierárquicos;
- f) documentação das decisões e análises técnicas;
- g) atualização de análise de riscos, problemas e medidas de desempenho.

O desenvolvimento da arquitetura proposto neste trabalho tem responsabilidade direta nos itens: a, b, f e g listados acima, para isto, são propostas algumas ferramentas para atendimento destes aspectos.

Para atingirmos e identificarmos as informações que devem ser geradas para completamente definir a arquitetura de um sistema de pico ou nanosatélite é proposto a utilização do modelo de arquitetura apresentado por Hatley e Pirbhai (1988) de forma simplificada, com o desenvolvimento de diagrama N² e ICDs, para identificação e especificação de interfaces, balanços do sistema e também alocação funcional através de matriz de alocação.

O modelo de arquitetura proposto por Hatley e Pirbhai (1988) utiliza a construção de três diagramas e tem os seguintes propósitos:

- a) identificar as entidades físicas que compõe o sistema de interesse e o seu ambiente (Diagrama de Contexto de Arquitetura - DCA);
- b) identificar e definir o fluxo de informações entre as entidades físicas do sistema e do ambiente (Diagrama de Fluxo de Arquitetura - DFA);
- c) identificar e especificar as interfaces entre os componentes do sistema de interesse e do ambiente (Diagrama de Interconexão de Arquitetura - DIA).

Os diagramas propostos de desenvolvimento devem ser construídos utilizando os processos do ciclo de vida do sistema, da mesma forma que, a análise funcional do sistema, assim, compreendendo todo o ciclo de vida do sistema.

Segundo Hatley e Pirbhai (1988) o DCA é o diagrama de mais alto nível em qualquer sistema. Ele estabelece os limites da informação entre o sistema que está sendo implementado e o meio ambiente no qual o sistema deve operar. O DCA também representa o sistema como uma fonte de informação fluindo para fora das entidades do ambiente e como um destino para a informação que ele recebe do ambiente.

O diagrama de contexto de arquitetura (DCA) representa normalmente o mesmo diagrama de contexto funcional identificado para os cenários dos processos do ciclo de vida, porém, utilizando os componentes da arquitetura física e os fluxos definidos.

O DCA, modelo apresentado na Figura 5.42, também difere do diagrama de contexto funcional no sentido de separar os elementos do ambiente nas seguintes categorias:

- a) processamento de entrada e processamento de saída: é o processamento necessário para que o elemento da arquitetura em questão comunique-se com os outros ou com o ambiente para transformar a informação que entra na informação que sai;

- b) processamento da interface do usuário: é separado dos demais porque existem considerações especiais, tais como fatores humanos, que afetam a definição da interface do usuário;
- c) processamento de manutenção, auto teste e redundância: representa qualquer elemento requerido para realizar a auto monitoração, o gerenciamento das redundâncias e a coleta de dados para fins de manutenção.

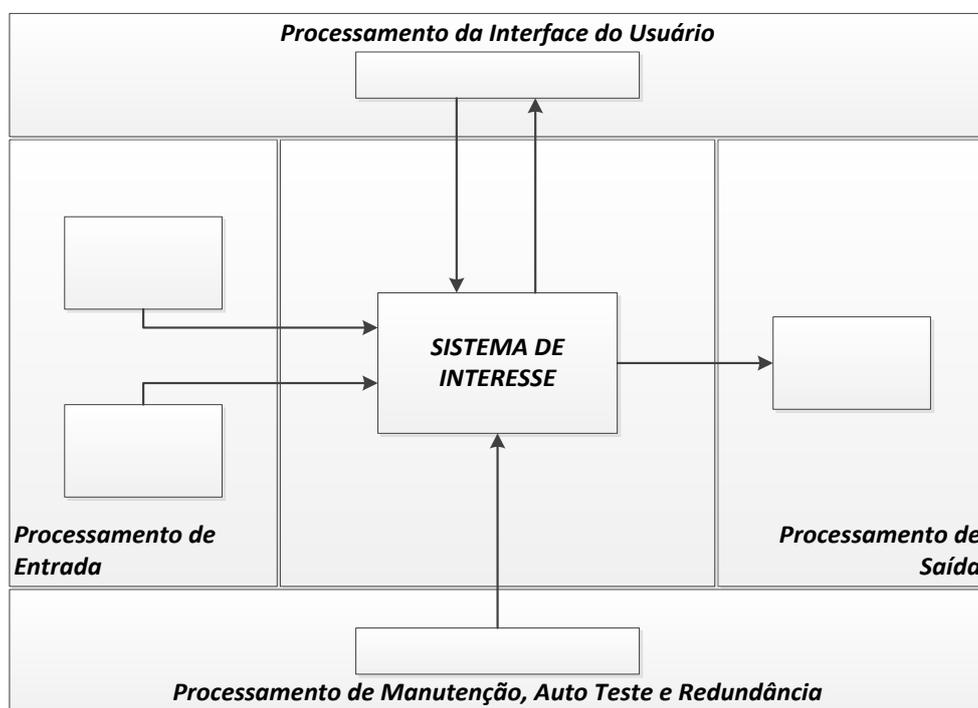


Figura 5.42 - Modelo do diagrama de contexto de arquitetura - DCA.

O diagrama de fluxo de arquitetura (DFA) é a ferramenta principal para descrever a arquitetura do sistema. Neste diagrama é mostrada a segmentação física do sistema em seus componentes e os fluxos de informação entre eles. O objetivo principal é distribuir os processos funcionais nas unidades físicas do sistema e acrescentar mais processos, quantos forem necessários, para suportar as novas interfaces físicas. (HATLEY; PIRBHAI, 1988)

A representação do DFA utiliza a segmentação dos elementos físicos do sistema de forma a apresentar o contorno do sistema e as interfaces externas definidas. A representação interna dos elementos físicos do sistema deve refletir os fluxos de informações e controle identificados na análise funcional. A Figura 5.43 apresenta o modelo de apresentação de um DFA.

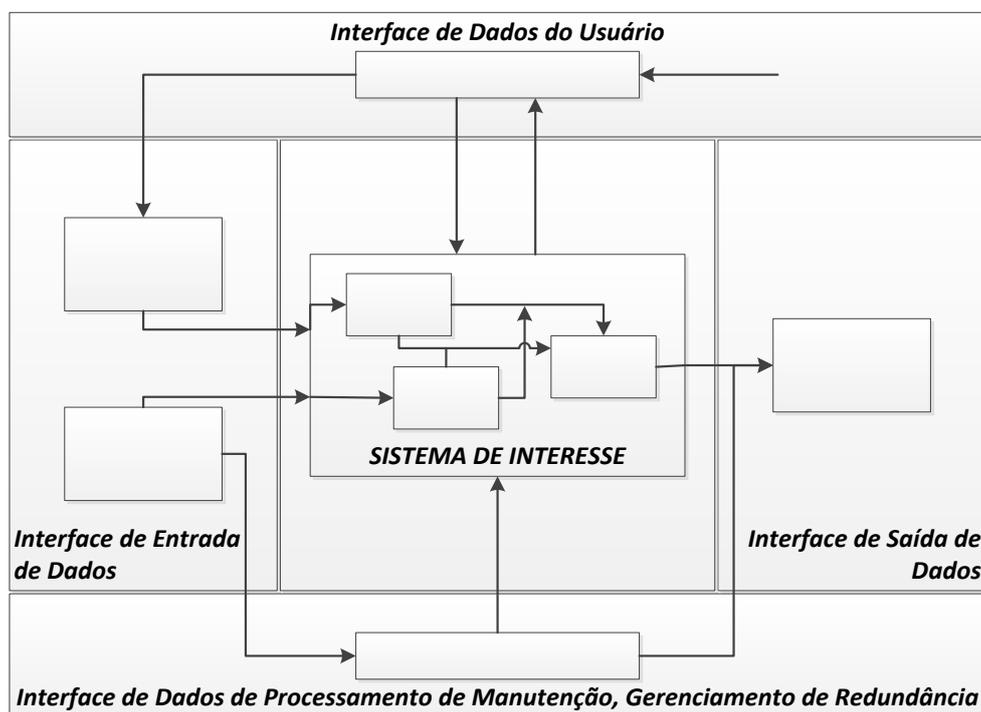


Figura 5.43 – Modelo do diagrama de fluxo de arquitetura – DFA.

Hatley e Pirbhai (1988) definem o diagrama de interconexão de arquitetura (DIA) como uma representação dos canais de comunicação que existem entre os módulos de arquitetura. Este mostra os meios físicos pelos quais os componentes físicos da arquitetura comunicam-se para qualquer tipo de fluxo: material, energia ou informação.

Segundo Larson (2009) interfaces conectam componentes físicos e transferem informação, sinais, dados ou energia entre eles. É importante a definição cuidadosa de interfaces, pois sistemas normalmente falham nas interfaces.

A representação do diagrama de interconexão de arquitetura segue o modelo dos demais diagramas de arquitetura, representando a separação entre processamentos de entrada, saída, usuário e manutenção. A Figura 5.44 apresenta um modelo para o diagrama de interconexão de arquitetura.

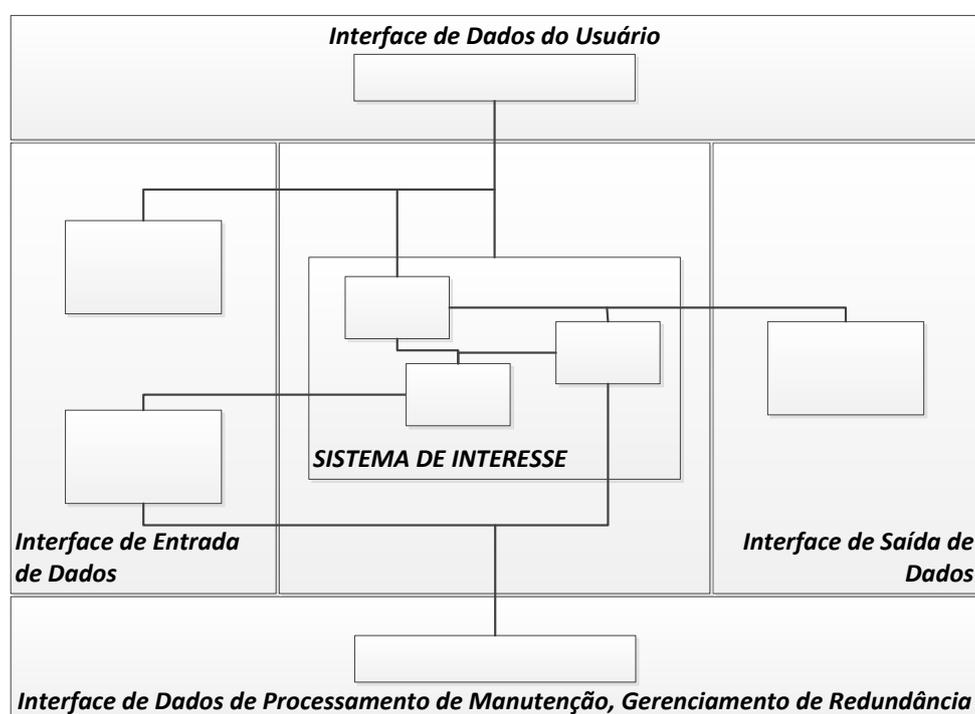


Figura 5.44 – Modelo de diagrama de interconexão de arquitetura – DIA.

O diagrama N² é uma ferramenta proposta de utilização neste processo para a identificação de interfaces entre os elementos da arquitetura, de forma a complementar o diagrama de interconexões de arquitetura e proporcionar uma visão geral de todas as interfaces envolvidas na arquitetura. A Tabela 5.13 apresenta um exemplo do diagrama N² para um satélite.

Segundo Grady (2013) o diagrama N² permite a utilização de um método sistemático para identificar todas as necessidades de interfaces e especificá-las para os times de desenvolvimento.

Tabela 5.13 - Exemplo de diagrama N² genérico para um satélite.

Carga Útil				ID	IE		IM, IT	
ID	Determ. e Controle de Atitude	ID		ID	IE		IM, IT	
ID	ID	Guia, Navegação e Controle		ID	IE		IM, IT	
			Subsistema Comunicação	ID	IE		IM, IT	
ID	ID	ID	ID	Subsistema Gestão de Dados	IE, ID		IM, IT	ID
IE	IE	IE	IE	IE, ID	Subsistema Suprimento de Energia	IE	IM, IT, IE	IE
				ID	IE	Subsistema Controle Térmico		
IM	IM	IM	IM	IM, ID	IM	IT	Estruturas e Mecanismos	IM
				ID	IE		IM, IT	Subsistema Propulsão

ID – Interface de dados
 IE – Interface de energia elétrica
 IM – Interface mecânica
 IT- Interface térmica

Fonte: adaptada de Larson (2009).

O desenvolvimento das interfaces identificadas dos diagramas de arquitetura e diagrama N² tem início com a definição do sistema, especificamente nas análises funcionais, onde, inicialmente são atribuídos requisitos às interfaces em relação ao fluxo que cada uma conduz. O conceito de solução para as interfaces é definido junto à análise de decisão dos componentes do sistema. E somente são integradas e completamente definidas na definição da arquitetura. A documentação consiste na evolução dos documentos de controle de interface (*Interface Control Document - ICD*) ao longo do desenvolvimento.

Segundo Larson (2009) ICDs definem e controlam os requisitos de projeto da interface e seus detalhamentos. Existem três aspectos em relação aos ICDs que devem ser ressaltados:

- a) ICDs devem alocar requisitos apropriadamente às interfaces;
- b) o projeto de interfaces (hardware ou software) deve estar consistente com os ICDs;
- c) o projeto de interfaces deve ser compatível funcionalmente e fisicamente.

A documentação de ICD deve ser construída individualmente para cada interface e sua estrutura possui duas partes: a primeira define todos os requisitos da interface e a segunda define como será implementado. Os requisitos a serem apresentados na primeira parte do ICD têm as seguintes categorias:

- a) função da interface;
- b) requisitos de desempenho da interface;
- c) restrições de projeto da interface;
- d) requisitos físicos da interface.

Após construção do ICD, este deve ser refinado e desenvolvido por especialistas e o controle de configuração é responsabilidade do Gerenciamento Técnico.

Uma representação bastante comum no desenvolvimento de satélites é a apresentação da arquitetura definida através de diagramas de blocos representando os subsistemas e suas interfaces, esta equivale a parte central do DIA, conforme o exemplo da Figura 5.45.

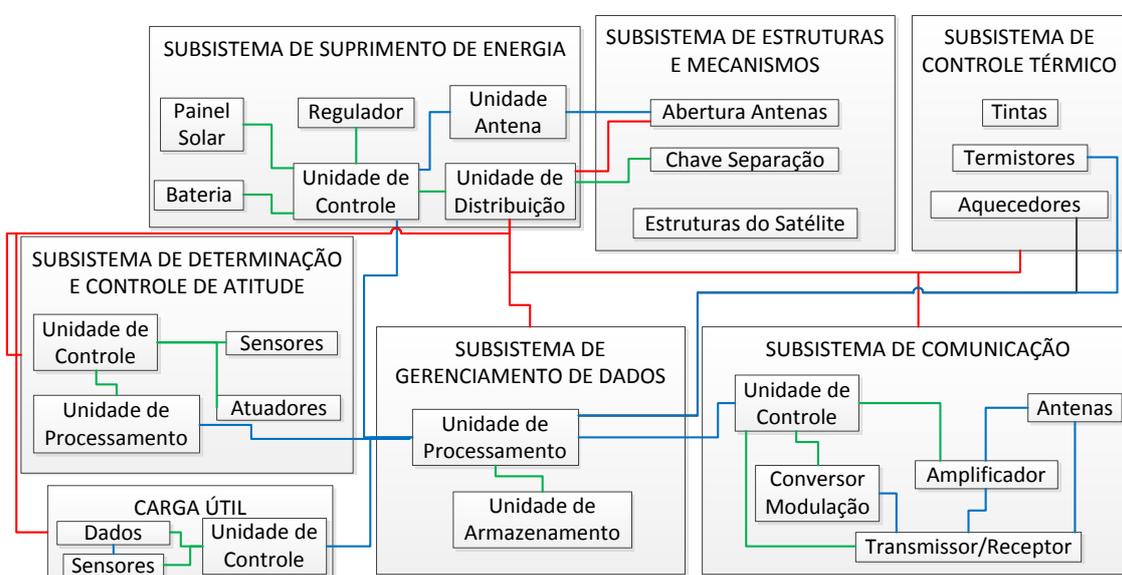


Figura 5.45 - Exemplo de diagrama de blocos do sistema CubeSat.

A matriz de alocação (*Requirements Allocation Sheet* - RAS), modelo apresentado na Tabela 5.14, é a formalização da alocação funcional e de requisitos de desempenho aos elementos físicos da arquitetura, na forma de um repositório de informações, que segue um padrão para todos os requisitos e funções.

Segundo Grady (2013) cada função identificada deve ser associada a pelo menos um requisito de desempenho e estes devem ser documentados na RAS e posteriormente devem ser refinadas, projetadas e desenvolvidas por especialistas.

Tabela 5.14 – Modelo de uma folha de alocação de requisitos – RAS.

FUNÇÃO	
ID Função	...
Nome da Função	...
Descrição da Função	...
Condição de Entrada	...
Condição de Saída	...
ALOCAÇÃO	
Elemento da Arquitetura física	...
IDENTIFICAÇÃO DE REQUISITOS DE DESEMPENHO	
<i>Requisito 1</i>	
Atributo	...
Valor	...
Base lógica	...
<i>Requisito 2</i>	
Atributo	...
Valor	...
Base lógica	...

Fonte: adaptada de Grady (2013).

Segundo Grady (2013) uma vez que os elementos do produto foram identificados e os requisitos de desempenho associados, o trabalho de análise de requisitos continua, a fim de caracterizar completamente os requisitos, resultando na identificação que quanto bem o elemento deve desempenhar cada requisito associado. Concorrentemente, a análise de restrições é desenvolvida e resulta em um claro entendimento de interfaces, parâmetros ambientais e fatores de engenharia que devem ser considerados no desenvolvimento do projeto.

A definição da arquitetura gera uma definição preliminar dos elementos do sistema e assim é possível o desenvolvimento de balanços do sistema com os dados iniciais de seus componentes. Os balanços devem ser refinados e acompanhados pela configuração do sistema para manter a coerência do sistema em desenvolvimento. Além dos novos balanços, que serão dados de

entrada para o desenvolvimento de subsistemas, é possível a realimentação dos balanços da missão utilizando as definições do sistema desenvolvido.

São exemplos de balanços do sistema:

- a) balanço de potência;
- b) balanço de massa;
- c) balanço de dados.

As ferramentas e métodos apresentados geram a arquitetura do sistema considerando o atendimento aos requisitos alocados e a identificação dos requisitos de alto nível para cada componente do sistema (subsistemas), estes que devem ser desenvolvidos e refinados por especialistas de cada área do conhecimento, no desenvolvimento de pico e nano-satélites.

5.4. Desenvolvimento de Subsistemas

O escopo do processo de referência apresentado neste trabalho define as atividades necessárias ao desenvolvimento da arquitetura de pico e nano-satélites desde a concepção da missão até o desenvolvimento de requisitos de alto nível para os subsistemas, implicando que o desenvolvimento e detalhamento de subsistemas não são atividades da engenharia de sistemas para pico e nano-satélites.

A partir dos requisitos de alto nível de subsistemas é possível o refinamento e desenvolvimento por especialistas, isto é, a atividade de desenvolvimento de arquitetura do sistema (satélite) é diminuída e um novo ciclo de desenvolvimento se inicia para cada subsistema utilizando os processos adotados por especialistas de cada área.

Segundo Larson (2009) a arquitetura e requisitos correspondentes estão completos quando existe uma solução detalhada a tal nível - usualmente de

itens de configuração - em que os times de desenvolvimento específico iniciam o projeto, construção e testes de seus componentes.

Assim, para o desenvolvimento de pico e nano-satélites, os itens de configuração podem ser considerados os subsistemas.

A atividade do desenvolvimento da arquitetura do sistema finaliza suas atividades no auxílio da organização de pacotes de trabalhos e desenvolvimento de documentação contendo os conjuntos de requisitos, restrições e arquitetura preliminar para cada subsistema e assim deliberá-los aos especialistas de cada área.

Durante o desenvolvimento de subsistemas, o gerenciamento técnico continua atuante no sentido de controlar e manter a configuração e arquitetura do sistema desenvolvida, realimentando-a conforme detalhamento dos subsistemas. A função de verificação tem suas atividades intensificadas com o início da fabricação / aquisição de componentes e integração de subsistemas até a verificação final e entrega do sistema desenvolvido.

6 APLICAÇÃO DO PROCESSO NO DESENVOLVIMENTO DE ARQUITETURA NO PROJETO AESP14

O processo descrito no Capítulo 5 deste trabalho foi resultado de melhorias identificadas e implementadas do processo utilizado para o desenvolvimento de do CubeSat AESP14. Assim, caracterizando a aplicação do processo neste projeto, como um estudo de caso. A utilização do processo proposto teve suas adaptações para atender a esta missão específica, porém utiliza os mesmos conceitos, ferramentas e sub-processos de desenvolvimento.

Este capítulo apresenta o Projeto AESP-14 e seus objetivos, os quais se enquadram na aplicabilidade do processo proposto. O detalhamento dos resultados obtidos com a aplicação do processo proposto está apresentado na Seção 6.2.

6.1. Projeto AESP14

O projeto AESP14 foi concebido no início do ano de 2012 inserido como um subprojeto previsto na proposta “INÍCIO DA INDÚSTRIA BRASILEIRA DE PICO-SATÉLITES UNIVERSITÁRIOS (PICO-SA)” referente ao Edital AEB/MCT/CNPq nº 033/2010, aprovado em Novembro de 2011 sob Coordenação de Dr. Geilson Loureiro. Devido ao atraso de aproximadamente dois anos na aprovação da proposta, o projeto PICO-SA iniciou de fato no início de 2012 com a 3ª turma do curso de graduação em Engenharia Aeroespacial do ITA, prevista no edital e que manteve as grandes metas estabelecidas na proposta.

A motivação principal do desenvolvimento do projeto AESP14 é a capacitação do grupo, que envolve os alunos e professores do curso de Engenharia Aeroespacial do ITA, engenheiros recém-formados e alunos de pós-graduação do INPE e ITA, num projeto que aborda todos os estágios do ciclo de vida de

um produto aeroespacial, conferindo assim, conhecimentos gerais sobre sistemas aeroespaciais, concepção de projeto e a possibilidade de aprendizado “*hands-on*”.

De acordo com o projeto político pedagógico do curso de Engenharia Aeroespacial do ITA e os objetivos do projeto PICO-SA, os integrantes do projeto devem conceber, projetar, implementar e operar um sistema produto ao longo de três anos (duração do curso profissional dos alunos do ITA).

O sistema produto a ser desenvolvido é um pico satélite com base na plataforma CubeSat, modelo desenvolvido e padronizado pela *California Polytechnic State University* (Cal Poly) e que atenda a uma missão de base tecnológica. Alguns aspectos em relação ao Projeto AESP14 são destacados:

- a) o custo do projeto é relativamente pequeno e deve estar de acordo com o orçamento disponibilizado para este projeto.
- b) o projeto será desenvolvido por estudantes de graduação, pós-graduação e engenheiros recém formados, durante todo o seu ciclo de vida, contando com o apoio de pesquisadores, professores e engenheiros do ITA e INPE.
- c) as decisões tomadas serão simplificadas de acordo com a sua necessidade, assim, não seguindo rigorosamente os modelos de desenvolvimento de sistemas espaciais. O projeto deve seguir um processo de desenvolvimento próprio, a ser adaptado de referências estabelecidas, gerando um modelo de desenvolvimento a ser melhorado e reutilizado em outras missões.

6.2. Aplicação do processo no desenvolvimento da arquitetura

O processo de desenvolvimento técnico proposto foi modificado de acordo com as necessidades do Projeto AESP-14, no tocante ao desenvolvimento concorrente da arquitetura do sistema e a identificação da missão. Isto se deve

à disponibilidade de um modelo de plataforma comercial CubeSat padrão, de um programa de desenvolvimento CubeSats, chamado NANOSATC-BR, cuja parceria entre os dois projetos, permitiu o uso da plataforma como objeto de estudos do Projeto AESP-14.

A plataforma CubeSat disponível (*CubeSat Kit*) sofreu um processo de reengenharia e isto permitiu o desenvolvimento e a criação de uma nova configuração de plataforma para o Projeto AESP-14.

O objetivo de desenvolvimento de uma plataforma padrão multimissão foi realizado paralelamente à execução do processo de engenharia de sistemas da missão AESP-14. A plataforma multimissão criada foi adaptada à missão AESP-14, na atividade de definição da arquitetura do sistema e no desenvolvimento de subsistemas, quando os requisitos do sistema, decompostos da missão, foram alocados a plataforma física do satélite.

A Figura 6.1 apresenta o processo proposto modificado e aplicado ao desenvolvimento do projeto AESP-14. O processo permite identificar a concorrência entre as atividades de identificação de necessidades seguido da definição da missão com a definição da arquitetura do sistema e, ainda, a sua intersecção no desenvolvimento detalhado dos subsistemas.

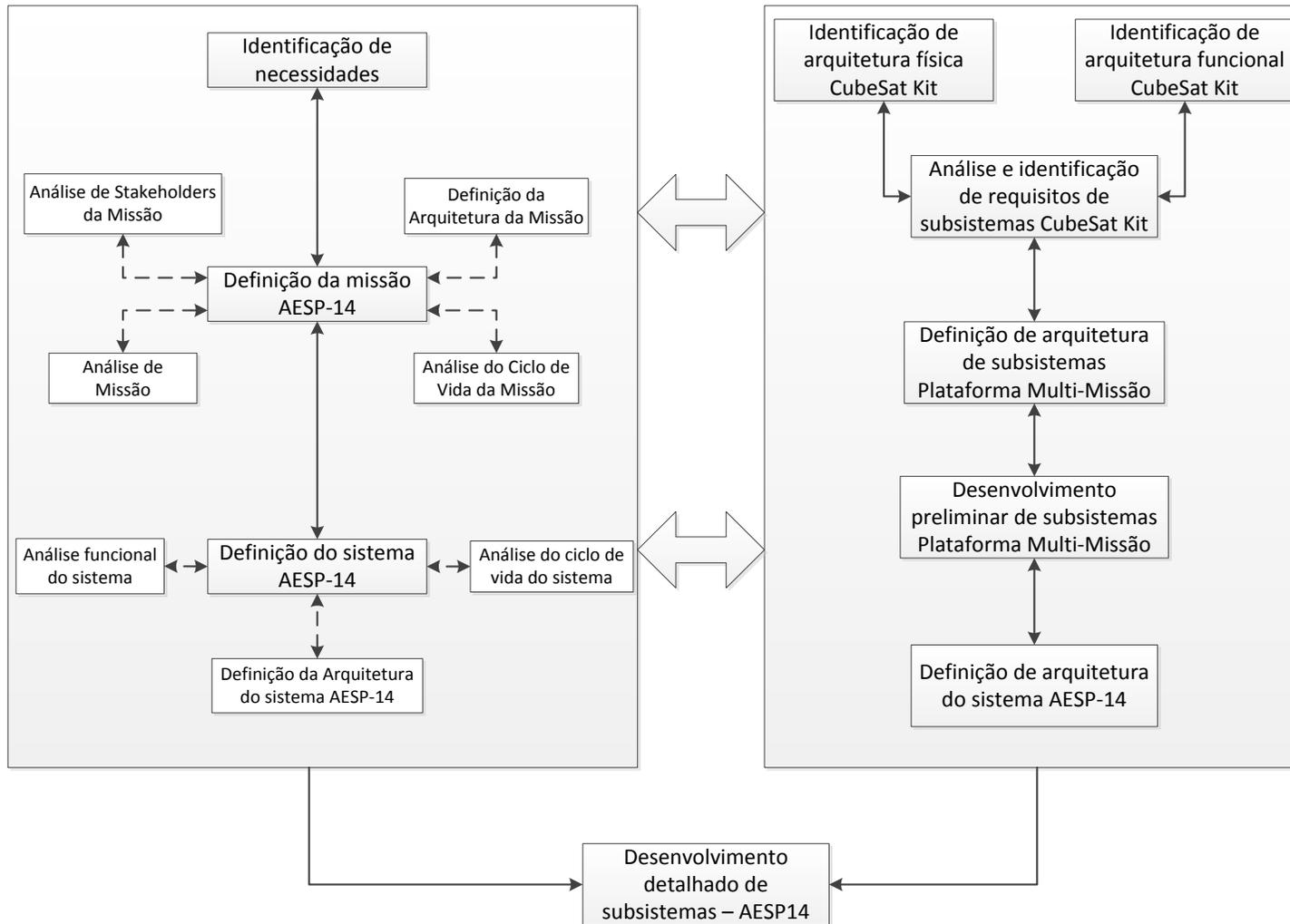


Figura 6.1 - Processo de engenharia de sistemas aplicado na Missão AESP-14.

O desenvolvimento do sistema AESP-14 tem como considerações algumas particularidades ligadas ao modelo padrão CubeSat, que são apresentadas na Figura 6.2, esses são considerados os *drivers* para o desenvolvimento do sistema.

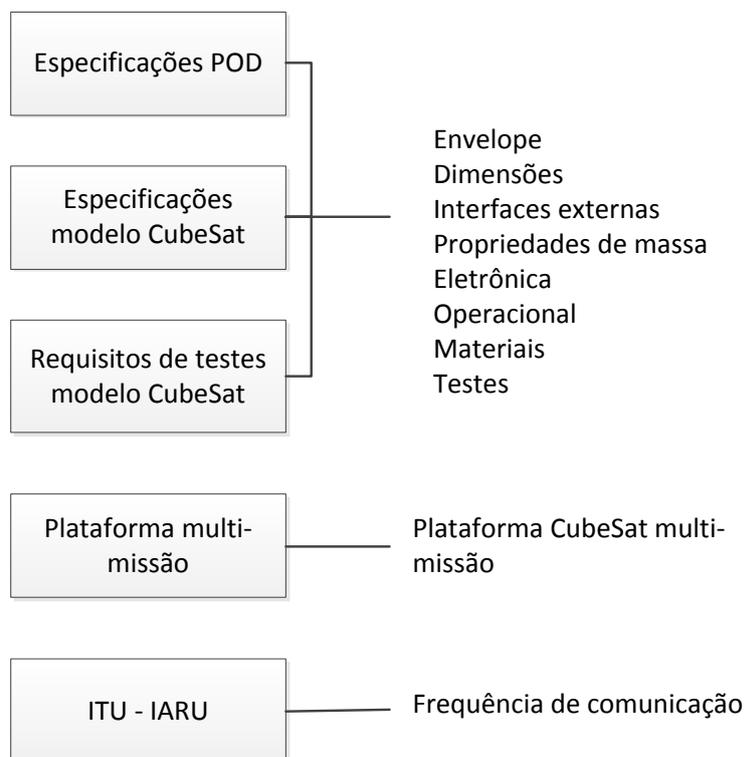


Figura 6.2 - *Drivers* para o desenvolvimento do sistema AESP-14.

A execução do processo de desenvolvimento contou com a participação da equipe principal de engenharia de sistemas do projeto e alunos de graduação do ITA, sob orientação de tecnólogos e pesquisadores do INPE. O processo de desenvolvimento proposto foi planejado e construído juntamente com sua execução no Projeto AESP-14 devido a inexperiência e falta de amadurecimento da disciplina de Engenharia de Sistemas pelo grupo de desenvolvimento.. Isto permitiu a visualização de possíveis melhorias e modificações do processo, e estas foram implementadas e apresentadas no processo proposto detalhado neste trabalho.

Os documentos do projeto desenvolvidos, de atuação do Desenvolvimento Técnico foram elaborados conforme previsto no processo proposto e estes evoluíram iterativamente ao longo do desenvolvimento. Os documentos desenvolvidos são:

- a) Análise de stakeholder e requisitos de missão – ANEXO A;
- b) Análise de missão – ANEXO B;
- c) Descrição da arquitetura operacional da missão – ANEXO C;
- d) Requisitos do sistema – ANEXO D;
- e) Arquitetura do sistema e subsistemas – ANEXO E;
- f) Plano de engenharia de sistemas – ANEXO F.

O desenvolvimento das atividades ligadas a identificação de necessidades e definição da missão sofreram retrabalhos, pois, inicialmente, estava previsto o atendimento a uma missão científica, com base no atendimento às necessidades de um grupo de pesquisadores do INPE, e o grupo de desenvolvimento concluiu que não seria viável o atendimento desta missão e esta foi retirada do projeto, assim resultando em consideráveis retrabalhos e nesta fase do desenvolvimento.

Os retrabalhos de documentação do projeto foram realizados em paralelo ao desenvolvimento do sistema. Os requisitos de sistema foram modificados e isto permitiu que novas soluções de elementos da missão fossem consideradas viáveis (aumento do leque de alternativas de solução – órbita e lançadores) em função de não haver os requisitos ligados a missão científica.

A arquitetura do sistema e os requisitos de subsistemas foram gerados junto aos especialistas de subsistemas, como parte integrante do desenvolvimento inicial dos subsistemas, facilitando a evolução e configuração dos requisitos. A utilização de uma plataforma padrão multimissão CubeSat guiou o

desenvolvimento dos requisitos de subsistemas em decorrência de que a missão tornou-se a validação da plataforma multimissão desenvolvida suportando um experimento radioamador chamado CRAM, cujo objetivo é randomicamente enviar dados (figuras de um álbum digital) armazenados em memória interna do satélite e provocar uma competição de radioamadores.

7 ANÁLISE DE RESULTADOS

Este capítulo apresenta a análise de contribuições do trabalho através de comparações entre o método proposto nos Capítulos 4 e 5, a revisão bibliográfica do Capítulo 3, e o exemplo aplicado exposto no Capítulo 6.

7.1. Processo proposto segundo referências tradicionais da área espacial

O processo em desenvolvimento possui características específicas, que o diferencia dos processos tradicionais de engenharia de sistemas, são listados abaixo:

- a) considera as análises individualmente nos principais cenários de ciclo de vida, antecipadamente, na fase de concepção do sistema, resultando na identificação de elementos a serem desenvolvidos e processos aos quais o sistema deve ser submetido;
- b) envolve o desenvolvimento de poucos documentos, facilitando no gerenciamento da configuração e documentação, além de exigir menor número de integrantes do grupo de Engenharia de Sistemas;
- c) exige pouca formalidade na forma e escrita da documentação e livre para uso de ferramentas;
- d) apresentação na forma de um guia, mostrando quais atividades e como elas devem ser executadas (pensamento sistemático utilizado). Isto foi adotado a fim de ser facilmente utilizado por estudantes em projetos de pico e nano satélites;
- e) simplifica os processos tradicionais, sem perder o seu núcleo de atividades e resultados, tornado executável para alunos ainda em formação de conhecimento na área espacial e sem experiência.

A título de exemplificação de comparação com processos tradicionais de engenharia de sistemas foi escolhido o processo da NASA. O processo de desenvolvimento técnico para pico e nanosatélites apresentado neste trabalho tem como base comparativa o processo: *System Design Process* do processo de engenharia de sistemas da NASA, apresentado na Seção 2.3.3.

Segundo NASA/SP-2007-6105 (2007) o processo de projeto do sistema (*System Design Process*) possui quatro sub-processos independentes, altamente iterativos e recursivos, que resultam em um conjunto de requisitos validados e uma solução de projeto validada que satisfaz as expectativas dos stakeholders. As quatro sub-atividades que formam o processo de *design* são:

- a) *Stakeholder expectations definition*;
- b) *Technical requirements definition*;
- c) *Logical decomposition*;
- d) *Design solution definition*.

A comparação do processo apresentado neste trabalho com a parte equivalente do processo de engenharia de sistemas da NASA é apresentado nas: Tabela 7.1, Tabela 7.2 e Tabela 7.3. A abordagem de comparação adotada permite uma visualização dos dois processos através de suas entradas, saídas e os sub-processos. Alguns pontos relevantes para a comparação são:

- a) o processo proposto neste trabalho representa um processo a ser utilizado para dois níveis hierárquicos, iniciando pela missão como um todo (arquitetura de missão espacial) e convergindo ao longo do mesmo processo para o desenvolvimento de um segmento específico (segmento espacial). Porém, o processo da NASA é apresentado genericamente para aplicação em qualquer nível da hierarquia de um sistema. Assim, é possível notar que atividades são replicadas a

níveis hierárquicos diferentes no processo proposto (Ex.: Existem atividades de elicitação de necessidades e requisitos de stakeholders para os diferentes níveis hierárquicos: missão e segmento espacial);

- b) o processo proposto neste trabalho exclui o desenvolvimento de atividades relacionadas à verificação e gerenciamento de engenharia de sistemas, enquanto o processo apresentado pela NASA inclui estas atividades.

Tabela 7.1 - Comparação entre os processos: Stakeholder Expectations Definition (NASA) e Identificação de Necessidades (pico e nano-satélites).

Stakeholder Expectations Definition (NASA – System Design Process)		
ENTRADAS	PROCESSO	SAÍDAS
Expectativas iniciais dos usuários	Estabelecer lista de stakeholders	Expectativas de stakeholders validadas
Outras expectativas de stakeholders	Elicitar expectativas de stakeholders	Conceito de operações
Requisitos derivados do usuário	Estabelecer conceitos de operação e estratégias de suporte	Estratégias de suporte de produtos facilitadores (enabling products)
	Definir expectativas de stakeholders em declarações aceitáveis	Medidas de efetividade
	Analisar expectativas para medidas de efetividade	
	Validar as expectativas definidas refletem rastreabilidade bidirecional	
	Obter compromisso dos stakeholders para validar conjunto de expectativas	
	Congelar expectativas de stakeholders	

Identificação de Necessidades (Desenvolvimento Técnico de pico e nanosatélites)		
ENTRADA	PROCESSO	SAÍDA
Identificação de missão potencial	Identificação de stakeholders principais de missão	Requisitos de stakeholders
	Identificação de expectativas de stakeholders principais de missão	Necessidades de stakeholders
	Identificação de necessidades dos stakeholders principais de missão	Interesses de stakeholders
	Análise, sintetização e validação de requisitos de stakeholders principais de missão	

Tabela 7.2 - Comparação entre os processos: Technical Requirements Definition (NASA) e Definição da Missão (pico e nanosatélites).

Technical Requirements Definition (NASA – System Design Process)			Definição da Missão (Desenvolvimento Técnico de pico e nanosatélites)		
ENTRADAS	PROCESSO	SAÍDAS	ENTRADA	PROCESSO	SAÍDA
Expectativas de stakeholders congeladas	Analisar o escopo do problema	Requisitos técnicos validados	Requisitos de stakeholders	Análise de stakeholders de missão <ul style="list-style-type: none"> • Id. de stakeholders • Id. de necessidades • Requisitos stakeholders • Requisitos missão 	Requisitos de missão
Conceito de operações congelado	Definir restrições de projeto e do produto	Medidas de desempenho		Análise de missão <ul style="list-style-type: none"> • Id. CONOPs • Modos de operação • Análise funcional • Requisitos missão 	Requisitos de alto nível dos elementos da arquitetura da missão
Estratégia de suporte facilitador congelada	Definir expectativas de comportamento e funcional tecnicamente	Medidas de desempenho técnico	Medidas de efetividade	Análise do ciclo de vida de missão <ul style="list-style-type: none"> • Id. e decomposição de fases • Requisitos de missão 	Arquitetura e conceito operacional da missão
Medidas de efetividade	Definir requisitos de desempenho para cada expectativa de comportamento e funcional			Definição da arquitetura de missão Alocação funcional <ul style="list-style-type: none"> • Id. dos elementos e seus requisitos • Id. de interfaces entre elementos • Id. de soluções alternativas • Análise dos elementos arquitetura • Requisitos de missão 	
	Definir requisitos técnicos em declarações “deve” aceitáveis				
	Validar requisitos técnicos				
	Definir medidas de desempenho para cada medida de efetividade				
Estabelecer congelamento de requisitos técnicos					

Tabela 7.3 - Comparação entre os processos: Logical Decomposition e Design Solution Definition (NASA) e Definição do Sistema (pico e nano-satélites).

Logical Decomposition (NASA – System Design Process)			Definição do Sistema (Desenvolvimento Técnico de pico e nanosatélites)			
ENTRADAS	PROCESSO	SAÍDAS	ENTRADA	PROCESSO	SAÍDA	
Requisitos técnicos congelados	Definir um ou mais modelos de decomposição lógica	Requisitos técnicos derivados	Requisitos de alto nível dos elementos da arquitetura da missão	Análise de stakeholders do sistema <ul style="list-style-type: none"> • Id. de stakeholders • Id. de interesses • Requisitos stakeholders • Requisitos sistema 	Requisitos do sistema	
Medidas de desempenho	Alocar requisitos técnicos para modelos de decomposição lógica para formar um conjunto de requisitos técnicos derivados	Modelos de decomposição lógica		Arquitetura e conceito operacional da missão		Análise funcional do sistema <ul style="list-style-type: none"> • Id. funções alto nível • Análise contexto de cenários • Análise de circunstâncias e modos • Id. de funções essenciais • Análise de comportamento • Definição das funções do sistema
	Resolver conflitos dos requisitos técnicos derivados	Produtos a serem desenvolvidos identificados na decomposição lógica	Análise do ciclo de vida do sistema <ul style="list-style-type: none"> • Id. processos do ciclo de vida • Decomposição dos cenários 		Arquitetura do sistema	
	Validar o conjunto de requisitos técnicos derivados		Definição da arquitetura do sistema <ul style="list-style-type: none"> • Id. e decomposição de elem. Físicos • Id. e decomposição das funções • Alocação funcional • Id. de alternativas de solução • Análise de decisão • Definição da arquitetura do sistema 			
	Estabelecer e congelar os requisitos técnicos derivados					
Design Solution Definition (NASA – System Design Process)						
ENTRADAS	PROCESSO	SAÍDAS				
Modelos de decomposição lógica congelados	Definir soluções de projeto alternativas	Requisitos especificados do sistema				

Requisitos técnicos derivados congelados	Analisar cada alternativa de solução de projeto	Requisitos especificados do produto final
	Selecionar a melhor alternativa de solução	Especificações iniciais de subsistemas
	Gerar descrição completa da solução selecionada	Requisitos de produtos facilitadores (enabling products)
	Verificar completamente a solução de projeto definida	Plano de verificação do produto
	Congelar requisitos da solução de projeto e descrição do projeto	Plano de validação do produto
	Iniciar desenvolvimento de produtos facilitadores (enabling products)	Logística e procedimentos para operação
	Iniciar desenvolvimento de produtos do nível hierárquico inferior	

Os seguintes aspectos podem ser observados da comparação dos processos:

- a) o processo apresentado neste trabalho deixa evidente a utilização do ciclo de vida do sistema como base referencial para as análises realizadas, enquanto o processo NASA não deixa explícito qual abordagem utilizar para realização das análises;
- b) o processo NASA tem excelente representação estrutural, porém o detalhamento de uso de técnicas e abordagens não é explícito em relação à identificação de interesses de stakeholders;
- c) é possível identificar, mesmo com a divergência de níveis hierárquicos, que os dois processos possuem a mesma estrutura de desenvolvimento, iniciando com o tratamento de stakeholders, definição de requisitos técnicos, análise funcional, identificação de alternativas e definição de arquitetura, verificando a observação de que o processo proposto analisa todos os aspectos abordados em processos tradicionais.

7.2. Processo proposto segundo casos externos

O processo proposto tem como característica fundamental sua aplicação no desenvolvimento de pico e nano-satélites, cujo desenvolvimento tem peculiaridades específicas comparado com o desenvolvimento de satélites tradicionais. Assim, o processo de referência define algumas características como modelos a serem reutilizados, como por exemplo, o ciclo de vida e seus principais cenários, cujas características não variam significativamente para estas classes de satélites. Características estas, determinadas com base na experiência e lições aprendidas no desenvolvimento de projetos desta natureza.

Algumas diferenças peculiares no desenvolvimento do projeto e missão de pico e nano-satélites, que o processo proposto indica considerar nas fases iniciais do desenvolvimento e de extrema importância, são listadas abaixo:

- a) flexibilidade operacional: o lançamento de pico e nano-satélites é dependente do surgimento de oportunidades como carga secundária ou terciária, assim, a análise de missão e as análises subsequentes devem ser executadas considerando margens adicionais de parâmetros, flexibilizando o seu lançamento para o maior número de lançadores possíveis;
- b) flexibilidade da missão: as missões a serem atendidas com o uso de pico e nano-satélites devem considerar flexibilidade em diversos aspectos e desempenho, assim, estas questões devem ser esclarecidas junto aos stakeholders logo no início do desenvolvimento;
- c) restrições de comunicação: a comunicação fica restrita as regulamentações da IARU (*International Amateur Radio Union*) e a exata frequência de comunicação é determinada por esta organização;
- d) facilidade de acesso para recargas de baterias e verificações: o satélite possivelmente poderá ficar armazenado por longos períodos de tempo em sua configuração final, assim as baterias possivelmente deverão ser recarregadas durante este período, portanto a possibilidade de acesso a esta manutenção é necessária;
- e) facilidade de acesso na atualização dos softwares de bordo: frequentemente os satélites deste tipo são armazenados na base de lançamento com grande margem de tempo até o seu lançamento, assim, o desenvolvimento de software é possível de continuidade pelo

grupo de desenvolvimento e a existência de possibilidade de atualização destes, mesmo na base de lançamento é importante;

- f) facilidade de acesso no monitoramento de parâmetros e manutenção dos subsistemas;
- g) minimização do uso de fios para transporte de energia e informação, dando preferência para modularização, facilitando a substituição de elementos, integração e manuseio;
- h) padronização de interfaces mecânicas e elétricas.

Comparativamente com os processos de engenharia de sistemas abordados na revisão bibliográfica, o processo de desenvolvimento técnico proposto neste trabalho possui as características acima identificadas igualmente aos processos das referências bibliográficas, porém algumas diferenças podem ser observadas:

- a) o processo proposto é mais robusto, apresentando um número maior de atividades, ferramentas e técnicas. Este volume de atividades deve ser adaptado para cada projeto, atendendo especificamente suas necessidades. A robustez do processo está também relacionada a pouca experiência no desenvolvimento destes satélites e mesmo com a aplicação de processos de engenharia de sistemas;
- b) os processos encontrados na bibliografia não possuem grande detalhamento no seu desenvolvimento quanto à forma de pensamento e abordagem utilizada para desenvolvimento de cada atividade;
- c) os processos da bibliografia utilizam os processos de engenharia de sistemas para desenvolvimento de subsistemas, enquanto o processo proposto sugere o desenvolvimento de subsistemas por especialistas de cada disciplina.

Os documentos disponíveis dos processos da bibliografia não fornecem detalhamento suficiente para uma comparação significativa. Acredita-se que a utilização de processos de engenharia de sistema não é usual em projetos de pico e nano-satélites e somente algumas poucas instituições os utilizam formalmente para o desenvolvimento.

7.3. Aplicação do processo no desenvolvimento de arquitetura

A aplicação do processo de desenvolvimento técnico para definição da arquitetura no projeto AESP14 mostrou ser importante em todas as etapas do desenvolvimento. A utilização de algumas ferramentas propostas no processo apresentou resultados úteis no desenvolvimento, principalmente utilizando a base técnica da reengenharia da plataforma CubeSat.

A aplicação do processo no desenvolvimento permitiu a visualização sistêmica pela equipe de desenvolvimento, os objetivos e atendimento aos stakeholders principais dentro das restrições estabelecidas.

O julgamento quantitativo não é possível para a avaliação de um processo, porém a contribuição dos resultados de ferramentas utilizadas no desenvolvimento da Engenharia de Sistemas foi valiosa no tocante a antecipação de possíveis problemas e desenvolvimento de soluções para o sistema.

7.3.1. Lições Aprendidas

Os aspectos identificados como lições aprendidas da aplicação do processo proposto são:

- a) A adequação do processo de engenharia de sistemas deve realizar somente o suficiente (atividades e ferramentas) para cada aplicação específica. O processo essencial (mínimo necessário) é apresentado no APÊNDICE B;

- b) A aplicação do processo de engenharia de sistemas permitiu a visualização sistêmica de todos os participantes e antecipou estratégias de mitigação de problemas;
- c) A utilização de ferramentas visuais é importante para uniformizar as informações técnicas;
- d) A visão sistêmica é uma filosofia de pensamento que somente o treinamento prático pode prover;
- e) Missões científicas ou tecnológicas a serem embarcadas em pequenos satélites devem estar em estágios tecnológicos avançados;
- f) A definição de pacotes e divisão de atividades é fundamental para o desenvolvimento;
- g) Os retrabalhos e alterações constantes fazem parte da evolução do conhecimento da equipe e do processo da adequação do processo de engenharia de sistemas.

8 CONCLUSÃO

Os objetivos propostos ao trabalho foram concluídos com a apresentação de um processo de referência para o desenvolvimento de arquitetura de pico e nano-satélites e apresentação de análises comparativas do processo proposto em relação à literatura e casos externos.

Para o desenvolvimento deste trabalho foi necessária uma profunda revisão bibliográfica em relação à disciplina de Engenharia de Sistemas e seus tradicionais processos de desenvolvimento da área espacial e, também, processos genéricos aplicados para sistemas complexos de qualquer natureza.

O processo proposto foi desenvolvido com a expectativa de sua utilização e melhoria futura por projetos de desenvolvimento de pico e nano-satélites em instituições ligadas ao INPE.

8.1. Objetivos atendidos

A apresentação de um processo de referência para o desenvolvimento de arquitetura de sistemas, abrangendo desde a identificação de necessidades dos stakeholders, passando pela definição da missão, identificação e concepção do sistema até a identificação de requisitos e definição de alto nível dos subsistemas para pico e nano-satélites atende o objetivo geral deste trabalho.

O processo proposto foi avaliado utilizando sua aplicação no Projeto AESP-14, apresentação de avaliação crítica no tocante às dificuldades encontradas, e também através de comparações com processos tradicionais do desenvolvimento de sistemas espaciais e casos externos de projetos universitários de pico-satélites.

8.2. Contribuições

O processo proposto pode ser utilizado como referência em projetos já em execução e, também, futuros para o desenvolvimento de pico e nano-satélites, de forma que, para sua melhor utilização deve-se modificar e adaptar o processo, de forma que, melhor atenda as necessidades de cada projeto.

Também se espera que o processo desenvolvido e os conceitos explorados no trabalho influenciem e inspirem positivamente na estruturação e modernização da Engenharia de Sistemas do INPE e organizações vinculadas.

O processo de referência apresentado no trabalho também deve contribuir especificamente para o desenvolvimento de pico e nano-satélites em universidades brasileiras, incentivando o desenvolvimento desta disciplina na formação de futuros engenheiros e pesquisadores no setor espacial.

8.3. Limitações

O processo proposto deixa bastante claro sua limitação quanto à aplicabilidade, especificamente para projetos de pico e nano-satélites, e sua utilização no Projeto AESP-14 não utilizou todas as ferramentas apresentadas, de forma que, não foi possível avaliar sua utilização completa, entretanto, as ferramentas utilizadas no AESP-14 geraram resultados importantes ao seu desenvolvimento.

8.4. Pesquisas futuras

Os seguintes pontos são sugeridos para trabalhos futuros:

- a) utilização do processo proposto completamente para uma missão que não utilize a reengenharia como base de desenvolvimento para a arquitetura;

b) avaliação da real necessidade de todas as ferramentas e atividades apresentadas pelo processo proposto através de sua utilização em projetos de pico e nano-satélites.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALMEIDA, M. C. P. **Proposta de adoção de um processo de captura e rastreamento de requisitos baseada num estudo de caso e num histórico das fases da engenharia de sistemas no INPE**. 2011. 222 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/11.17.19.31-TDI). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3AQPAJ8>>. Acesso em: 08 jul. 2013.

BAKER, D. N.; WORDEN, S. P. The large benefits of small-satellite missions. **Eos Transactions AGU**, v.89, n. 33, p. 301-302, Aug 2008.

BECKER, O.; ASHER, J. B.; ACKERMAN, I. A method for system interface reduction using N2 charts. **Systems Engineering**, v.3, n.1, p.27-37, 2000. Disponível em: <<http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1002/%28SICI%291520-6858%282000%293:1%3C27::AID-SYS2%3E3.0.CO;2-I/epdf>>. Acesso em: 4 mar. 2014.

BOEHM, B.W. A spiral model of software development and enhancement. **Computer**, v.21,n. 5, p. 61-72, May 1988.

BONNEMA, A. R.; HAMANN, R. J.; BROUWER, G. F. Requirements analysis. In: WORKSHOP SYSTEMS ENGINEERING FOR SMALL SATELLITES, 2008, Bremen. 53 transparências.

BONNEMA, A. R. **Securing controllability, continuity and consistency of the Delfi-C3 university nanosatellite project by applying flexible systems engineering and project management**. 2005. 131p. Mestrado em Ciências da Faculdade de Engenharia Aeroespacial – Universidade Técnica de Delft (TU Delft), Delft – Holanda, 2005.

CAL POLY (SLO). **CubeSat Design Specification – CDS**. v. 1, rev.13, California: California Polytechnic State University, 2014, 42 p. (CubeSat Design Specification Rev. 13)

CLEMENTS, P.C. A survey of architecture description languages, Software Specification and Design. In: IEEE INTERNATIONAL WORKSHOP ON SOFTWARE SPECIFICATION & DESIGN, 8., 1996, Schloss Velen, Germany. **Proceedings...** Schloss: IEEE, 1996.

DEEPAK, R.; TWIGGS, R. Thinking out of the box: space science beyond the CubeSat. **Journal of Small Satellites – JoSS**, v.1, n.1, p. 3-7, 2012.

DEMARCO, T.; PLAUGER, P. J. **Structured analysis and system specification**. Englewood Cliffs, NJ : Prentice-Hall, 1979. 35289268 (Prentice-Hall Software Series) ISBN (0-13-854380-1)

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **ECSS: ECSS Document Tree and Status (ST, HB, TM) - Overview**. v. 7.1, Noordwijk: ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, 2014, 13 p. (ECSS-DOC-001/ES).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **Space engineering: system engineering general requirements**. v. 3, rev.1, Noordwijk: ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, 2009, 100 p. (ECSS-E-ST-10C).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **Space management: project planning and implementation**. v. 3, Noordwijk: ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, 2009, 50 p. (ECSS-M-ST-10C).

FORSBERG, K.; MOOZ, H. **The relationship of system engineering to the project cycle**. In: INTERNET WORLD CONGRESS ON PROJECT MANAGEMENT, 12., 1994, Oslo, Norway. **Proceedings...** Oslo: Center for Systems Management, 1994.

GESTER, D. **System engineering aspects of BEESAT-2**. 2011. 127p. Monografia de Final de Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial – Universidade Técnica de Berlin (TU Berlin), Berlin – Alemanha, 2011.

GRADY, J. O. **System requirements analysis**. 2. ed. Elsevier. 2013. 834p. ISBN-10 (0124171079); ISBN-13 (978-0124171077).

HALLIGAN, R. **Systems engineering five days course**. Material do Curso – Capítulo 4: Requirements Analysis. Project Performance International – PPI. Ringwood North, Austrália. 2012.

HATLEY, D. J.; PIRBHAI, I. A. **Estratégias para especificação de sistemas em tempo real**. 1. ed. Makron Books do Brasil (McGraw-Hill). 1988. 455p. ISBN-10 (0-07-460946-7).

INTERNATIONAL COUNCIL ON SYSTEMS ENGINEERING (INCOSE). **Systems engineering handbook: a guide for system life cycle processes and activities**. v.3.2.2. San Diego: INCOSE, 2011. 376 p. (INCOSE-TP-2003-002-03.2.2).

KLEIN, M. **System engineering process: part 1 introduction to the system engineering process**. Noordwijk: ESA Internal University, 2009. 83 transparências. Disponível em:
<<http://www.czechspace.cz/en/system/files/Prague-SE-Part-1-mk-3.ppt>>. Acesso em: 21 jul. 2013.

LARSON, W. J.; KIRKPATRIC, D.; SELLERS, J. J.; THOMAS, L. D.; VERMA, D. **Applied Space Systems Engineering**. 1. ed. Learning Solutions, 2009. 920 p. ISBN-10 (0073408867); ISBN-13 (978-0073408866).

LEE, D.; YANNAKAKIS, M. Principles and Methods of Testing Finite State Machines – A Survey. **Proceedings of the IEEE**. v.84, n.8, p.1090-1123, 1996.

Disponível em:

<<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=533956>>. Acesso em: 21 mai. 2015.

LOUREIRO, G. **A systems engineering and concurrent engineering framework for the integrated development of complex products**. 1999. 391p. Tese (Doutorado em Manufacturing Engineering) - Loughborough University, England, 1999.

LOUREIRO, G. **Life cycle**. (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2012). Apresentação de aula da disciplina Introdução a Engenharia de Sistemas Espaciais CSE-201-4. CSE/ETE-INPE. 2012, São José dos Campos. 35 transparências.

MUNASSAR, N. M. A.; GOVARDHAN, A. A comparison between five models of software engineering. **International Journal of Computer Science Issues**, v. 7, n. 5, p. 94-101, Sept. 2005. 2010.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **General Environmental Verification Standard (GEVS): for GSFC flight programs and projects (GSFC-STD-7000A)**. NASA Goddard Space Flight Center. 2013. 203p. Disponível em:

<<https://standards.nasa.gov/documents/viewdoc/3315858/3315858>>. Acesso em: 7 ago. 2014.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **NASA Procedural Requirements** - NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris (NPR 8715.6). Office of Safety and Mission Assurance, 2009. 24p. Disponível em: <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/NPR_8715_006A.pdf>. Acesso em: 11 nov. 2013.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **NASA systems engineering handbook**.v.6105, rev.1. Washington: NASA, 2007. 340 p. (NASA/SP-2007-6105 Rev1).

PISACANE, V. L. **Fundamentals of space systems**. 2. ed. Nova York: Oxford University Press, 2005. 848p. ISBN-13 (978-0195162059).

PYSTER, A.; OLWELL D. H. **The guide to the Systems Engineering Body of Knowledge (SEBoK)**.v. 1.1.2. 2013. Hoboken, NJ: The Trustees of the Stevens Institute of Technology. Disponível em:<www.sebokwiki.org/>. Acesso em: 09 jul. 2013.

SCHLAGER, K. J. Systems engineering: key to modern development. **IRE transactions on engineering management**. New York: The Institute of Radio Engineers Inc., v. EM-3 (3), p. 64-66, July 1956.

SHARP, H.; FINKELSTEIN, A.; GALAL, G. Stakeholder identification in the requirements engineering process. **Database and Expert Systems Applications**. v.1, p. 387-391. (DOI: 10.1109/DEXA.1999.795198). Set. 1999.

SPACE & MISSILE SYSTEMS CENTER (SMC) – US.AIR FORCE. **SMC systems engineering primer & handbook**. 3. ed. Los Angeles: SMC, 2005. 331 p.

THYAGARAJAN, K.; GUPTA, J. P.; GOEL, P. S.; JAYARAMAN, K. University small satellite program—ANUSAT. **Acta Astronautica**, v. 56, n. 1–2, p. 89-97, Jan. 2005.

TRISTANCHO, J. **Implementation of a femto-satellite and a mini-launcher**. 2010. 89 p. Dissertação (Mestrado em Aerospace Science & Technology) – Universidade Politécnic da Catalunya (UPC), Barcelona, 2010. Disponível em: <<http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/9652/1/memoria.pdf> >. Acesso em: 15 jul. 2013.

UNITED NATIONS (UN) OFFICE FOR OUTER SPACE AFFAIRS. **Educational opportunities in aerospace engineering and small satellite development**. Vienna: UN, 2010.68p.Disponível em<http://www.unoosa.org/pdf/bst/10-55100_eBook_nd.pdf>.Acesso em: 17 Jul. 2013.

VAN SOLINGEN, R.; BASILI, V.; CALDIERA, G.; ROMBACH, H. D. Goal Question Metric (GQM) Approach. **Encyclopedia of software engineering**. Versão online Wiley Inters. 2002. Disponível em: <<http://onlinelibrary.wiley.com/doi/10.1002/0471028959.sof142/epdf>>. Acesso em: 26 jul. 2013.

APÊNDICE A - MODELO DE DOCUMENTAÇÃO DA IDENTIFICAÇÃO DE NECESSIDADES

Tabela A.1 – Modelo de documentação da identificação de necessidades.

Id S	Stakeholder ¹	Tipo ²	Importância ³	Expectativa	Tipo de expectativa ⁴	Necessidade	Categoria Necessidade ⁵	Id R	Requisito	Rationale	MOE	Prioridade ⁶	Estratégia de validação	Situação do Req. ⁷

1
(Nome do Stakeholder)

2
Ativo: interage diretamente com o sistema;
Passivo: não interage com o sistema, mas é afetado
Patrocinador

3
Primário: envolvido diretamente com o sistema a ser desenvolvido
Secundário: envolvido fracamente com o sistema a ser desenvolvido

4
Funcional
Econômico
Ambiental
Restrição

5
Capacidade: funcional
Característica: não funcional

6
Mandatário
Desejável
Opcional

7
Em análise
Válido
Desativado

APÊNDICE B – PROCESSO ESSENCIAL PARA O DESENVOLVIMENTO TÉCNICO DE PICO E NANOSATÉLITES

1. Identificar o conjunto mínimo de stakeholders e seus requisitos de missão conforme modelo adaptado do APÊNDICE A apresentado na Tabela B.1.

Tabela B.1 – Modelo adaptado de documentação da identificação de stakeholders e requisitos.

S PI	Stakeholder	Tipo	Necessidade	Id R	Requisito	Rationale	MOE	Prioridade	Estratégia de validação	Situação do Requisito

2. Identificar os requisitos da missão e declaração da missão através de análise dos requisitos de stakeholders conforme a estratégia apresentada na Figura B.1.

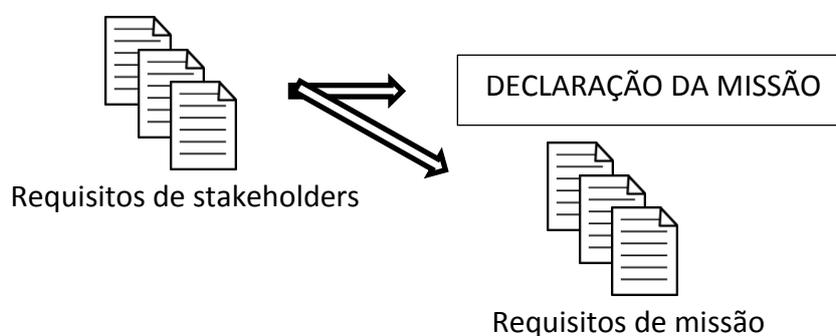


Figura B.1 – Estratégia para identificação de requisitos da missão e declaração da missão.

3. Identificar a arquitetura e conceito operacional da missão conforme os modelos apresentados na Figura B.2.

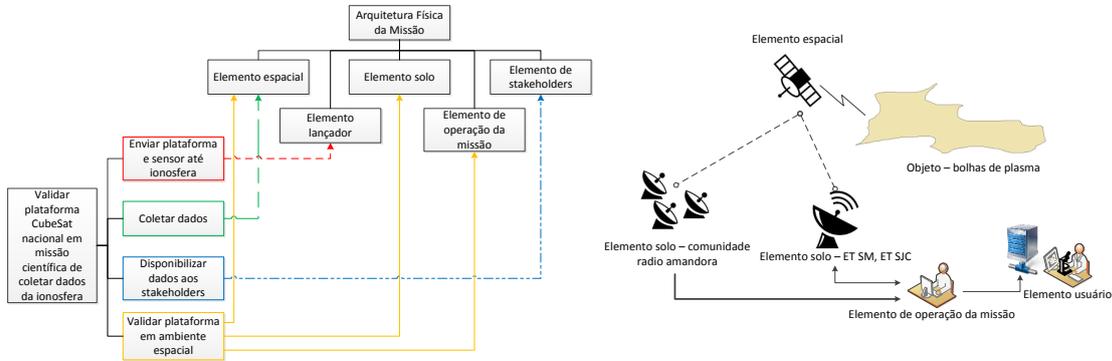


Figura B.2 – Modelos da identificação da arquitetura e conceito operacional da missão.

4. Identificar e desdobrar os requisitos do sistema de interesse (segmento espacial) através da análise dos requisitos de missão de acordo com a estratégia apresentada na Figura B.3.

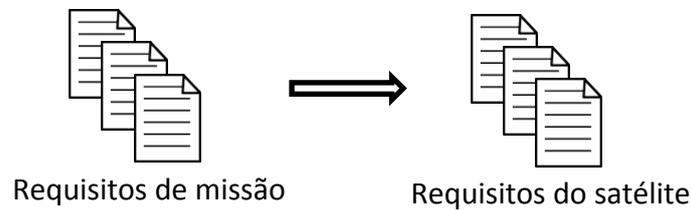


Figura B.3 – Estratégia para identificar os requisitos do sistema de interesse (satélite).

5. Identificação do ciclo de vida do satélite conforme exemplo da Figura B.4.

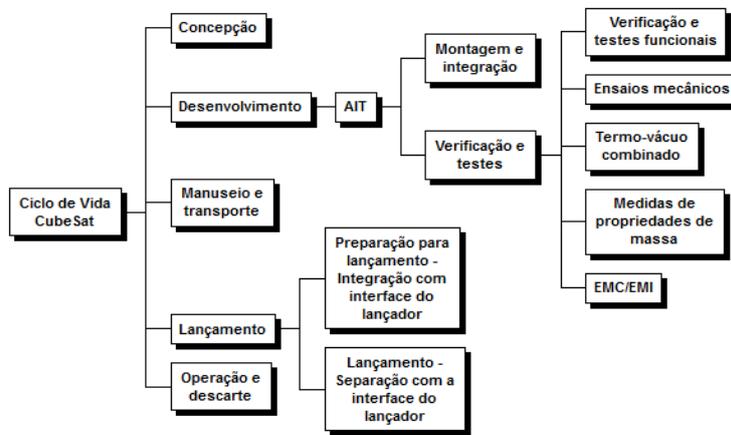


Figura B.4 – Exemplo do ciclo de vida de um satélite.

6. Análise Funcional (Funções Essenciais, Estados e Modos) conforme os modelos da Figura B.5.

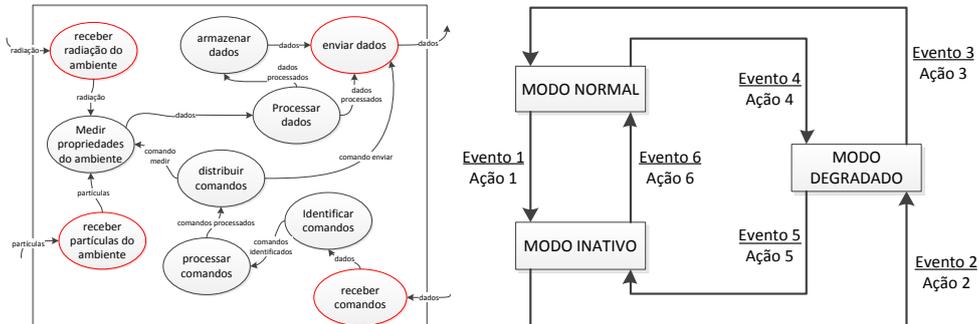


Figura B.5 – Modelos da análise funcional.

7. Definição da Arquitetura (Identificação de interfaces, da arquitetura física, funcional e alocação) conforme Figura B.6, Figura B.7 e Tabela B.2.



Figura B.6 – Modelo de alocação funcional.

Tabela B.2 – Modelo de identificação de interfaces do satélite.

Comunicação Uplink	Comunicação Downlink	Sensores de Atitude	Atuadores de Atitude	Geração de Energia	Armazenamento de Energia	Método de navegação	Tecnologia de propulsão
Nenhum (autonomia total)	UHF	Sensor solar	Nenhum (tumbling)	Nenhum (somente baterias primárias)	Bateria Primária	Solo - GPS	Gás-frio
UHF	VHF	Sensor de estrelas	Spin passivo	Fotovoltaica	NiCAD	Espaço - GPS	Mono-propelente
VHF	Banda-S	Magnetômetro	Spin duplo	Células de Combustível	Ni-H	Espaço - óptico	Bi-propelente
Banda-S	Banda-Ka	Acelerômetro	Gradiente de gravidade	Reator Nuclear	NIM		Sólido
Banda-Ka	Banda-K	Giroscópio	Magneto permanente		Li-Ion		Termonuclear
Banda-K	Banda-X		Rodas de reação				Ion
Banda-X			Giroscópio de controle de Momento				Plasma pulsado

Fonte: adaptada de Larson (2009).

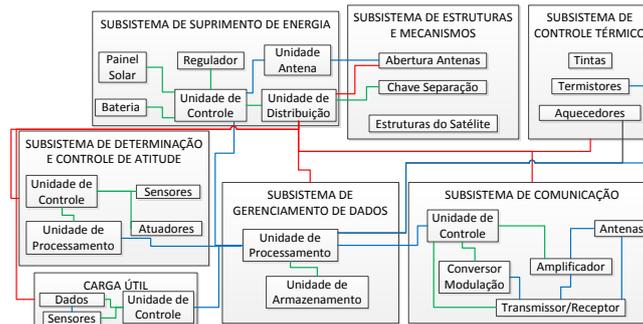


Figura B.7 – Modelo de apresentação da arquitetura de um satélite.

8. Identificar soluções e desdobrar requisitos de subsistemas de acordo com a estratégia apresentada na Figura B.8.

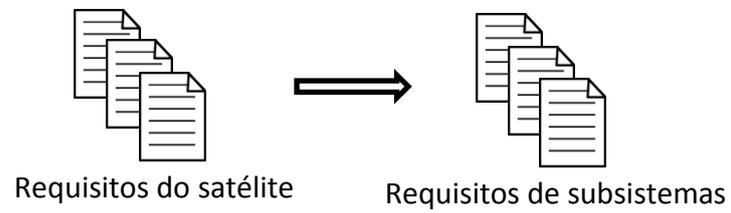


Figura B.8 – Estratégia de identificação e desdobramento de requisitos de subsistemas.

ANEXO A – ANÁLISE DE STAKEHOLDERS E REQUISITOS DE MISSÃO



PROGRAMA
PROGRAM

CUBESAT

DOCUMENTO/ DOCUMENT NO.

LIT21-AESP14-ES-001

PÁGINA / PAGE

VERSÃO / ISSUE

TÍTULO / TITLE

**NANOSSATÉLITE AESP14:
 ANÁLISE DE STAKEHOLDERS E REQUISITOS DE MISSÃO**

CÓDIGO / CODE A.P.

ESTE DOCUMENTO É DE PROPRIEDADE DO INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE NÃO PODENDO SER REPRODUZIDO, NO TODO OU EM PARTE, NEM TAMPOUCO TRANSMITIDAS SUAS INFORMAÇÕES A TERCEIROS SEM PRÉVIA AUTORIZAÇÃO DO INPE.

THIS DOCUMENT IS PROPERTY OF INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE, AND CAN NOT BE REPRODUCED OR COMMUNICATED TO ANY PERSON WITHOUT AUTHORIZATION.

PREPARADO POR / PREPARED BY

APROVADO POR / APPROVED BY

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME **HERNÁN ZAMBRANO CARRERA** _____
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME **CARLOS DE OLIVEIRA LINO** _____
 GERENTE DA QUALIDADE / LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME **LUCAS LOPES COSTA** _____
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME **GEILSON LOUREIRO** _____
 CHEFE LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME _____
 DATA/DATE



Sumário

1. INTRODUÇÃO.....	196
2. DOCUMENTOS	196
2.1. DOCUMENTO APLICÁVEL	196
2.2. DOCUMENTO REFERENCIAL	196
3. TERMOS E DEFINIÇÕES.....	196
3.1. TERMOS.....	196
3.2. ABREVIATURAS.....	196
4. DECLARAÇÃO DE NECESSIDADES (NEED STATEMENT)	198
<i>Necessidade Educacional</i>	198
<i>Necessidade Tecnológica</i>	198
5. PRINCIPAIS STAKEHOLDERS E PRINCIPAIS OBJETIVOS.....	198
5.1. GRUPO DE DESENVOLVIMENTO	198
5.2. ACADÊMICOS	198
5.3. PATROCINADORES.....	199
5.4. ORGANIZAÇÕES DE INFRAESTRUTURA	199
5.5. COMERCIAL/INDUSTRIAL	199
5.6. PÚBLICO	199
5.7. RADIOAMADORES	199
6. REQUISITOS DE STAKEHOLDERS	201
7. DEFINIÇÃO DA MISSÃO AESP14.....	203
8. REQUISITOS DE MISSÃO	204
8.1. NÍVEIS DE SUCESSO DA MISSÃO.....	205

INTRODUÇÃO

Este documento apresenta a análise de Stakeholders da Missão AESP14, englobando os principais objetivos e a análise necessária para realizar os Requisitos de Missão.

DOCUMENTOS

Documento Aplicável

DA01 ECSS-E-ST-10C (6 March 2009): Space Engineering.

Documento Referencial

DR01 ECSS-E-ST-10C (6March2009): Space Engineering.

DR02 Alunos de graduação do ITA do curso de Engenharia Aeroespacial, Turma AESP14: Antonio Agripino, Eduardo Jourdan, Tainã Alves, Leandro Scopel e Luiz Whitacker. Relatório: Análise de Stakeholders da Missão AESP14. São José dos Campos. 2012.

DR03 CubeSat Design Specification Ver. 12. The CubeSat Program, Cal Poly SLO. California Polytechnic State University.

DR04 LIT21-LIT00-ES-001 – Nanossatélite AESP14: Análise de Stakeholders e Requisitos de Missão.

TERMOS E DEFINIÇÕES

Termos

Componentes COTS – São os componentes "comerciais de prateleira" (commercial off-the-shelf - COTS).

Stakeholders – São as pessoas ou organizações de pessoas que afetam ou são afetadas pelo produto ao longo da vida do produto e pelas organizações que implementam os processos de ciclo de vida do produto.

Uniespaço – Programa Uniespaço, coordenado pela AEB, cujo principal objetivo é estimular a formação e aperfeiçoamento de núcleos de pesquisa e desenvolvimento de novas tecnologias espaciais, nas universidades.

Abreviaturas

AEB – Agência Espacial Brasileira.

ANATEL – Agência Nacional de Telecomunicações.

CAPES – Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior.

CEA – Ciências Espaciais e Atmosféricas.



CNPq – Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico.

CRC – Centro de Rastreo e Controle de Satélites.

DCTA – Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial.

FINEP – Financiadora de Estudos e Projetos.

IAE – Instituto de Aeronáutica e Espaço.

IARU – International Amateur Radio Union.

INPE – Instituto Nacional de Pesquisa Espacial.

ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

ITU – International Telecommunication Union.

MCT – Ministério de Ciência e Tecnologia.

DECLARAÇÃO DE NECESSIDADES (NEED STATEMENT)

Necessidade Educacional

Os alunos do curso de Engenharia Aeroespacial do ITA, através do plano pedagógico, necessitam de participações em projetos reais no setor aeroespacial. Também há a necessidade da capacitação dos alunos envolvidos no projeto de desenvolvimento de sistemas espaciais, com foco nas atividades de engenharia de sistemas, disciplina pouco explorada (obsoleta) nas organizações brasileiras vinculadas a sistemas espaciais. Ainda, existe a necessidade de utilização de ferramentas práticas para formação e capacitação de alunos nas escolas de engenharia espacial.

Necessidade Tecnológica

Desenvolvimento e validação de uma plataforma nacional do padrão CubeSat 1U para desenvolvimento de capacidade nacional em termos tecnológicos e de manufatura, facilitando o desenvolvimento de iniciativas educacionais de tecnologia espacial em universidades brasileiras com menor custo e maior agilidade.

PRINCIPAIS STAKEHOLDERS E PRINCIPAIS OBJETIVOS

Esta Seção apresenta os objetivos principais pertinentes à missão AESP14.

Os principais stakeholders são divididos em seis categorias: organização de desenvolvimento, acadêmicos, patrocinadores, organizações de infraestrutura, comercial e público geral.

Grupo de Desenvolvimento

LIT/INPE – Definir o escopo e necessidades iniciais ao desenvolvimento do projeto além das restrições e capacidades que o sistema deve atender. Definir e guiar o desenvolvimento do sistema, impondo os métodos e processos a serem seguidos. Interessado no sucesso da missão tornando-se um modelo no desenvolvimento de sistemas espaciais para formação e capacitação de pessoas. Desenvolvimento de sistemas espaciais nacionais independentes da contratação externa.

Acadêmicos

ITA/DCTA: Participar em todas as fases de desenvolvimento do sistema. Executar atividades específicas de engenharia de sistemas como apoio ao desenvolvimento do projeto. Absorver e desenvolver conhecimentos na área de engenharia de sistemas espaciais junto ao grupo de desenvolvimento para a formação profissional dos alunos.

INPE/MCT: Motivar alunos e funcionários nas atividades aeroespaciais brasileiras. Exploração de novas tecnologias miniaturizadas e atualização nos conceitos de desenvolvimento de sistemas espaciais.

Patrocinadores

AEB: Formação e capacitação de pessoal e indústria para desenvolvimento e crescimento do setor espacial brasileiro. Incentivo a formação de novas iniciativas para capacitação de pessoas no setor espacial. Necessidade de apresentação de iniciativas bem sucedidas apoiadas pela AEB. Incentivo ao desenvolvimento e compra de produtos nacionais com mão-de-obra e tecnologia brasileiras.

CNPq, CAPES e FINEP: Apoiar projetos em áreas inovadoras. Promover mecanismos de coleta ou análise sobre o desenvolvimento tecnológico. Garantir o envolvimento da indústria nacional em projetos de inovação. Necessidade de apresentação de iniciativas bem sucedidas apoiadas.

Organizações de Infraestrutura

LIT/INPE: Aplicar um processo adequado no desenvolvimento do projeto afim da facilitação na prestação de serviços do LIT. Exigir pouca burocracia, estar de acordo com os prazos estabelecidos, formação de contatos e parcerias oficiais.

SEMA/INPE: Capacitação da divisão de manufatura mecânica do INPE em componentes de sistemas de pequeno porte (componentes miniaturizados) e atendimento as tolerâncias admissíveis.

CIRCUITO IMPRESSO/INPE: Manter os serviços de Mão de obra qualificada em desenvolvimento de circuitos de uso espacial, aplicar novos procedimentos e participar do desenvolvimento tecnológico nacional.

Comercial/Industrial

Capacitar recursos humanos para o setor aeroespacial no âmbito global. Estabelecer parcerias com iniciativas de desenvolvimento tecnológico com objetivo de divulgação/marketing e possibilidade de formação de recursos humanos (RH). Estabelecer parcerias com possibilidade de utilização de infraestrutura aeroespacial nacional existente. Realizar contratos e compras com empresas estrangeiras.

Público

Desenvolvimento tecnológico da nação. Benefícios advindos da exploração de sistemas espaciais. Incentivo a indústria aeroespacial brasileira com geração de novos empregos. Alto nível de Formação de estudantes em universidades públicas do país.

Radioamadores

Competição utilizando o experimento CRAM e disseminação da atividade radioamadora no país. Aumento de exploração da área espacial para atividades utilizando frequência radioamadora.



Tabela 1: Principais Stakeholders Ativos

NOME	TIPO	FUNÇÃO/VÍNCULO	ORGANIZAÇÃO
CNPq	Patrocinador	Fomento a pesquisa	CNPq
AEB (LSI-TEC)	Patrocinador	Financiamento e Consultoria	AEB/MCTI
Geilson	Ativo	Gerente do Projeto	INPE
Turma AESP14 - Graduação	Ativo	Desenvolvedor	ITA
Grupo de Desenvolvimento	Ativo	Desenvolvedor	INPE/ITA
ITA	Passivo	Interessado	ITA
INPE	Passivo	Interessado	INPE
Radioamadores	Ativo	Usuário	CRAM

REQUISITOS DE STAKEHOLDERS

A análise de stakeholders principais da missão AESP14 gerou como resultado seguinte conjunto de requisitos:

Código	Requisitos de Stakeholders	Stakeholders de Origem
RStk-01	<p>A equipe do projeto AESP14 deve conceber, projetar, implementar e operar um sistema produto satélite desenvolvido em organizações brasileira.</p> <p><i>Medida de Efetividade:</i> Conceber, projetar, implementar e operar um satélite do padrão CubeSat</p> <p><i>Mandatório</i> – Conceber, projetar, implementar e operar um satélite do padrão CubeSat.</p> <p><i>Rationale:</i> Este requisito está relacionado com os objetivos do projeto AESP14, o que está de acordo com o Edital AEB/CNPq que deu origem ao projeto, assim, a utilização desta padronização (CubeSat) foi a solução escolhida de desenvolvimento devido ao seu custo, prazo e qualidade requeridas.</p> <p><i>Critério de Aceitação:</i> O satélite deve ser do padrão CubeSat, padrão inicialmente estabelecido pela Cal Poly.</p> <p><i>Estratégia de Verificação:</i> Inspeção do modelo de vôo do satélite e análise dos indicadores de operação.</p>	Organização de Projeto AESP14 AEB
RStk-02	<p>A equipe de projeto do AESP14 deve projetar uma plataforma CubeSat capaz de ser replicada em outras missões e independente da aquisição de subsistemas off-the-shelf.</p> <p><i>Medida de Efetividade #1:</i> Número de subsistemas concebidos, projetados e implementados internamente.</p> <p><i>Mandatório</i> – Conceber, projetar, implementar em nível de subsistema os subsistemas principais da plataforma.</p> <p><i>Rationale:</i> Este requisito está relacionado a um dos objetivos do projeto AESP14, o desenvolvimento de subsistemas vai ao encontro do objetivo de educar e aumentar os conhecimentos em tecnologia espacial dos alunos e demais envolvidos no projeto. O satélite deve ter os seguintes subsistemas: Estruturas e Mecanismos, Controle Térmico, Comunicação, Suprimento de Energia e Computador de Bordo.</p> <p><i>Critério de Aceitação:</i> O satélite a ser concebido, projetado, implementado e operado deve ter os seguintes subsistemas desenvolvidos pela equipe de projeto do AESP14: Estruturas e Mecanismos, Controle Térmico, Comunicação, Suprimento de Energia e Computador de Bordo.</p> <p><i>Estratégia de Verificação:</i> Análise do design e modelos do satélite.</p> <p><i>Medida de Efetividade #2:</i> Capacidade de replicação da plataforma</p> <p><i>Mandatório</i> – Conceber e projetar uma plataforma capaz de replicação para o próximo projeto do programa PICO-SA.</p> <p><i>Rationale:</i> Desenvolvimento de uma plataforma com possibilidade de replicação ajudará para o aprimoramento e evolução do programa PICO-SA além de menores custos e cronogramas de desenvolvimento.</p> <p><i>Critério de Aceitação:</i> A plataforma deve ser projetada de forma a possibilitar</p>	Organização de Projeto AESP14 ITA LIT/INPE

RStk-03	<p>modificações em sua arquitetura.</p> <p><i>Estratégia de Verificação:</i> Análise do design da plataforma e brainstorming.</p> <p>A equipe do projeto AESP14 deve ser capaz de atender a uma missão tecnológica de acordo com necessidades do INPE..</p> <p><i>Medida de Efetividade:</i> Grau de sucesso da missão tecnológica.</p> <p><i>Mandatório</i> – Atingir os objetivos primários de desenvolvimento de um satélite CubeSat para atendimento de uma missão tecnológica com envolvimento de alunos de graduação do ITA.</p> <p><i>Rationale:</i> Este requisito está relacionado com os objetivos do projeto AESP14, e está definido de forma que o mínimo de sucesso atendido pelo projeto é o desenvolvimento do satélite e seus subsistemas.</p> <p><i>Critério de Aceitação:</i> Desenvolvimento de um satélite aceito para voo e para atendimento das necessidades dos stakeholders.</p> <p><i>Estratégia de Verificação:</i> Análise do grau de sucesso da missão AESP14</p>	Organização de Projeto AESP14. INPE
RStk-04	<p>A equipe do projeto AESP14 deve desenvolver um satélite CubeSat para lançamento não após Janeiro do ano 2015.</p> <p><i>Medida de efetividade:</i> Data de lançamento</p> <p><i>Mandatório</i> – O satélite CubeSat desenvolvido deve ser lançado antes de janeiro do ano de 2015.</p> <p><i>Rationale:</i> Este requisito está relacionado com os objetivos do projeto AESP14, a data de lançamento está vinculada ao término do curso de Engenharia Aeroespacial da turma do ITA envolvida no projeto.</p> <p><i>Critério de Aceitação:</i> O satélite CubeSat deve ser lançado de janeiro de 2015</p> <p><i>Estratégia de Verificação:</i> Análise da data de lançamento contratada.</p>	Organização de Projeto AESP14. ITA
RStk-05	<p>A equipe de projeto AESP14 deve desenvolver o satélite CubeSat a ser compatível com o lançamento por diferentes veículos lançadores.</p> <p><i>Medida de Efetividade:</i> Compatibilidade de lançamento</p> <p><i>Mandatório</i> – O satélite deverá ser compatível com os lançamentos dos foguetes VLM, VLS, Ciclone, PLSV, VEJA, ARIANE ou através do ISS.</p> <p><i>Rationale:</i> O lançamento será provido pela AEB (Agência Espacial Brasileira) e estas são as opções de lançamento por eles disponibilizadas.</p> <p><i>Critério de Aceitação:</i> Compatibilidade com os lançamentos dos foguetes VLM, VLS, Ciclone IV, PLSV, VEJA, ARIANE previstos para o último trimestre do ano 2014.</p> <p><i>Estratégia de Verificação:</i> Verificação de compatibilidade do design do satélite com as cargas e ambiente espacial com o lançamento dos foguetes VLM, VLS, Ciclone, PLSV, VEJA, ARIANE previstos para o último trimestre do ano 2014.</p>	AEB
RStk-06	<p>A equipe de projeto AESP14 deve desenvolver o satélite CubeSat para operar sua missão ao menos durante 60 dias.</p> <p><i>Medida de Efetividade:</i> Tempo de operação da missão</p> <p><i>Mandatório</i> – A operação da missão do satélite deve durar ao menos 60 dias.</p> <p><i>Rationale:</i> Este período está vinculado a vida útil deste tipo de satélite considerando os diversos aspectos de confiabilidade, qualidade e a utilização de</p>	Organização de Projeto AESP14. LIT

	<p>componente comerciais COTS (Components off-the-shelf).</p> <p><i>Critério de Aceitação:</i> O satélite deve operar sua missão por ao menos 60 dias.</p> <p><i>Estratégia de Verificação:</i> Análise do período de operação do satélite</p>	
RStk-07	<p>A equipe de projeto do AESP14 deve ser capaz de desenvolver o projeto com custo total não maior que R\$ 250.000,00.</p> <p><u>Medida de Efetividade:</u> Custo total do projeto</p> <p><i>Mandatório</i> – O custo total do projeto deve ser não maior que R\$ 250.000,00</p> <p><i>Rationale:</i> O projeto AESP14 é financiado através do edital AEB/MCT/CNPq nº 033/2010.</p> <p><i>Critério de Aceitação:</i> O custo total do projeto deve ser não maior que R\$ 250.000,00</p> <p><i>Estratégia de Verificação:</i> Análise de custos de fechamento do projeto</p>	AEB/CNPq

DEFINIÇÃO DA MISSÃO AESP14

A missão AESP14 consiste na materialização do Projeto AESP14 atendendo e incorporando os objetivos estabelecidos, através de uma missão espacial baseada em um sistema satélite do tipo CubeSat (AESP14).

Missão Tecnológica

Atendendo ao objetivo geral do projeto AESP14 e do edital PICO-SA a missão do sistema AESP14 deve validar uma plataforma de um satélite do tipo CubeSat, assim gerando a possibilidade de utilização em outras missões e melhoramentos futuros do sistema. O tempo estabelecido para validação do sistema espacial (CubeSat) de 60 dias em operação, foi estabelecido com base na média de vida operacional de outras missões que utilizam plataformas CubeSats (quando lançados com sucesso, 2 meses de operação em média). Assim, resumidamente pode ser expresso da seguinte forma:

- Demonstração e validação tecnológica de uma plataforma CubeSat (utilizando componentes COTS) para aplicações espaciais.
- Demonstração da capacidade de comunicação com satélites através da infraestrutura de solo disponível.

Missão Educacional

A missão educacional tem como foco o aprendizado e absorção de experiência, através do desenvolvimento de um produto espacial, formando jovens estudantes capacitados no estado da arte do desenvolvimento de sistemas complexos. O nível de aprendizado é muito superior quando um trabalho prático é proposto para os estudantes e não somente como base em bibliografias. Assim, os objetivos educacionais podem ser resumidos nos seguintes pontos.

- Colaboração e contatos com a indústria, universidades e outros grupos desenvolvedores de CubeSat;
- Visão para o processo de engenharia de sistemas e dinâmica da equipe;
- Compreensão mais profunda de assuntos de desenvolvimento de sistemas espaciais.

Missão Secundária

A missão AESP14 deverá suportar um experimento tecnológico ou científico como forma de validação do sistema.

Declaração da Missão

O grupo de desenvolvimento AESP14 deve conceber, projetar, implementar, operar e validar um sistema espacial baseado em um Nanossatélite do tipo CubeSat utilizando ferramentas e métodos de engenharia de sistemas.

REQUISITOS DE MISSÃO

Código	Requisitos de Missão	Stakeholders de Origem
Requisitos Funcionais (Capacidade da Missão)		
1.01.001	A organização de desenvolvimento deve validar uma plataforma CubeSat em voo espacial.	Acadêmicos. INPE RStk-01
Requisitos Operacionais (Capacidade da Missão)		
1.02.001	A operação da missão deve iniciar antes de janeiro de 2015.	ITA e AEB RStk-04
1.02.002	A operação do nano-satélite em órbita deve durar não menos de 60 dias.	Org. de Desenvol. RStk-06
Requisitos Operacionais (Características da Missão)		
1.03.001	A equipe do projeto AESP14 deve utilizar estações terrenas disponíveis no território nacional.	INPE. ITA. RStk-01
1.03.002	A missão deve ser compatível com o lançamento do nano-satélite através dos seguintes foguetes: VLM, VLS, Ciclone, PLSV, VEJA e ARIANE.	LIT/INPE e AEB RStk-05
Restrições da Missão		
1.04.001	A missão deve estar de acordo com as normas internacionais de comunicação espacial, ITU e IARU.	INPE. ANATEL. RStk-01
1.04.002	O custo total de desenvolvimento do satélite é R\$ 250.000,00.	AEB/CNPq RStk-07
Código	Requisitos de Projeto	Stakeholders de Origem
Organizacional		
1.05.001	A organização de desenvolvimento deve conter somente entidades brasileiras.	Org. de Desenvol. RStk-01

1.05.002	A organização de desenvolvimento deve conter alunos de graduação e pós-graduação das entidades envolvidas no projeto.	ITA e INPE RStk-01
1.05.003	A organização de desenvolvimento deve adotar as normas europeias ECSS.	ITA e LIT/INPE RStk-02
1.05.004	A organização de desenvolvimento deve documentar todo desenvolvimento do Projeto.	ITA e LIT/INPE RStk-02
1.05.005	A equipe do projeto AESP14 deve ser capaz de atender a uma missão tecnológica de acordo com necessidades do INPE	LIT/INPE RStk-03
1.05.006	O desenvolvimento da missão deve ser ao longo de 3 anos do curso profissional dos alunos do ITA – Turma AESP-14.	ITA RStk-04.
1.05.007	A organização de desenvolvimento deve aceitar o lançamento disponibilizado e financiado pela AEB.	AEB RStk-05

NÍVEIS DE SUCESSO DA MISSÃO

Missão Total:

Operação normal de todos os subsistemas durante o período de 60dias em órbita.
 Recepção de sinais do satélite em solo.
 Comunicação e transferência de dados confiável entre o satélite e a estação terrena.

Missão Parcial:

Recepção de sinais do satélite em solo.
 Operação normal de todos os subsistemas durante período menor que 60dias em órbita.

Missão Mínima:

Lançamento do satélite.
 Desenvolvimento completo do satélite e adaptação dos segmentos.

←----->

ANEXO B – ANÁLISE DE MISSÃO



PROGRAMA
 PROGRAM

CUBESAT

DOCUMENTO/ DOCUMENT NO.

LIT21-AESP14-ES-002

PÁGINA / PAGE

VERSÃO / ISSUE

TÍTULO / TITLE

**NANOSSATÉLITE AESP14:
 ANÁLISE DE MISSÃO**

CÓDIGO / CODE A.P.

ESTE DOCUMENTO É DE PROPRIEDADE DO INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE NÃO PODENDO SER REPRODUZIDO, NO TODO OU EM PARTE, NEM TAMPOUCO TRANSMITIDAS SUAS INFORMAÇÕES A TERCEIROS SEM PRÉVIA AUTORIZAÇÃO DO INPE.

THIS DOCUMENT IS PROPERTY OF INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE, AND CAN NOT BE REPRODUCED OR COMMUNICATED TO ANY PERSON WITHOUT AUTHORIZATION.

PREPARADO POR / PREPARED BY

APROVADO POR / APPROVED BY

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME **HERNÁN ZAMBRANO** _____
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME **CARLOS DE OLIVEIRA LINO** _____
 GERENTE DA QUALIDADE / LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME **LUCAS LOPES COSTA** _____
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME **GEILSON LOUREIRO** _____
 CHEFE LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME _____
 DATA/DATE



Sumário

1. INTRODUÇÃO	210
2. DOCUMENTOS	210
2.1. DOCUMENTO APLICÁVEL	210
2.2. DOCUMENTO REFERENCIAL	210
3. TERMOS E DEFINIÇÕES.....	211
3.1. TERMOS.....	211
3.2. ABREVIATURAS.....	211
4. DEFINIÇÃO DO OBJETIVO GLOBAL DO PROJETO	213
5. ANÁLISE FUNCIONAL DA MISSÃO	213
6. ARQUITETURA PRELIMINAR DA MISSÃO	214
7. CONCEITO OPERACIONAL DA MISSÃO	215
8. DESENVOLVIMENTO DA ARQUITETURA DE MISSÃO	216
8.1. ALOCAÇÃO FUNCIONAL DOS ELEMENTOS DA MISSÃO.....	216
8.2. ANÁLISE DOS ELEMENTOS DA MISSÃO	216
8.2.1. SEGMENTO ESPACIAL: CONSIDERAÇÕES ORBITAIS	216
8.2.2. SEGMENTO LANÇADOR: VEÍCULOS LANÇADORES E BASES DE LANÇAMENTO	222
8.2.3. SEGMENTO SOLO: ESTAÇÕES TERRENAS E OPERAÇÃO.....	226
8.2.4. COMUNICAÇÃO: TELEMETRIAS E TELECOMANDOS	227
8.2.5. SEGMENTO ESPACIAL: PLATAFORMA	227

INTRODUÇÃO

Este documento apresenta os dados necessários para definir a missão espacial do Projeto AESP14, fundamentando a necessidade das etapas de sua realização e analisando cada elemento da missão. No conteúdo encontram-se as características da missão espacial.

DOCUMENTOS

Documento Aplicável

DA01 ECSS-E-ST-10C (6 March 2009): Space Engineering.

DA02 LIT21-LIT00-ES-001. Nanossatélite AESP14: Análise de Stakeholders e Requisitos de Missão.

Documento Referencial

DR01 ECSS-E-ST-10C (6March2009): Space Engineering.

DR02 Alunos de graduação do ITA do curso de Engenharia Aeroespacial, Turma AESP14: Antonio Agripino, Eduardo Jourdan, Tainã Alves, Leandro Scopel e Luiz Whitacker. Relatório: Análise de Missão Nanossatélite AESP14. São José dos Campos. 2012.

DR03 PSLV, disponível em:

<http://pt.wikipedia.org/wiki/Polar_Satellite_Launch_Vehicle>, acesso em: 02 outubro 2012.

DR04 VEGA, disponível em: <<http://codigocero.com/O-foguete-Vega-VV01-pon-en-orbita>>, acesso em: 02 outubro 2012.

DR05 INTA, disponível em: <<http://www.inta.es/>>, acesso em: 02 outubro 2012.

DR06 Cyclone, disponível em: <<http://www.alcantaracyclonespace.com/>>, acesso em: 02 outubro 2012.

DR07 Conselho de Altos Estudos e Avaliação Tecnológica. A política especial brasileira. Centro de Documentação e Informação Edições Câmara. Brasília. 2010.

DR08 STARMAD, disponível em: < <http://www.starmad.net/>>, acesso em: 02 outubro 2012.

DR09 STK, disponível em: <<http://www.agi.com/>>, acesso em: 02 outubro 2012.

DR10 Estações terrenas, disponível em:

<http://www.inpe.br/crc/estacoes/sobre_estacoes.php>, acesso em: 02 outubro 2012.

DR11 Camponogara, Ândrei. Desenvolvimento de uma estação terrena (ET) para o nano satélite científico brasileiro - NanosatC-BR. Relatório final de projeto de iniciação científica. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais CRS/CCR/INPE – MCT. Santa Maria. Brasil. 2011.



DR12 ISIS, disponível em: <<http://www.isispace.nl/cms/>>, acesso em: 02 outubro 2012.

DR13 CubeSat Design Specification Ver. 12. The CubeSat Program, Cal Poly SLO. California Polytechnic State University.

DR14 Larson, W.J. and Wertz, J.R., Space Mission Analysis and Design. 2ª ed. Torrance, California: Space Technology Library, 1992.

DR15 Australian Space Weather Agency, disponível em: <http://www.lizardtail.com/isana/lab/orbital_decay/>, acesso em : 02 outubro 2012.

DR16 LIT21-LIT00-ES-002. Nanossatélite AESP14: Análise de Missão.

TERMOS E DEFINIÇÕES

Termos

Cyclone IV – (em ucraniano: Циклон-4) É um veículo lançador de satélites (ou foguete) ucraniano, de pequeno porte, desenvolvido pelo renomado escritório estatal de engenharia Yuzhnoye, situado na cidade industrial Dnepropetrovsk, Ucrânia. A Alcântara Cyclone Space foi estabelecida como a provedora de serviços de lançamento para o Cyclone-4.

Datasheet – Significa folha de dados, é um documento que apresenta de forma resumida, todos os dados e características técnicas de um equipamento ou produto.

Down-link – Enlace de radio frequência para envio de telemetrias.

Órbita *Sunsynchronous* – Ou órbita heliossíncrona, é uma caso particular de uma quase órbita polar. O satélite viaja do pólo norte para o pólo sul e vice-versa, mas o seu plano de órbita é sempre fixo para um observador que esteja postado no Sol. Assim o satélite sempre passa aproximadamente sobre o mesmo ponto da superfície da Terra todos os dias na mesma hora. Geralmente os satélites hélio-síncronos são satélites de média e baixa órbita, com altitudes variando de 550 até 850 km. Com uma inclinação em relação ao equador de 97 a 98°.

Stakeholders – São as pessoas ou organizações de pessoas que afetam ou são afetadas pelo produto ao longo da vida do produto e pelas organizações que implementam os processos de ciclo de vida do produto.

Up-link – Enlace de radio frequência para recepção de telecomandos.

Abreviaturas

ACS – Alcântara Cyclone Space.

CBERS – China Brazil Earth Resources Satellite.

CLA – Centro de Lançamento de Alcântara.

CLBI – Centro de Lançamento da Barreira do Inferno.



CRC – Centro de Rastreo e Controle de Satélites.
DCTA – Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial.
ERG.- Estação de Rastreo e Gravação de Imagens.
ETC.- Estação Terrena de Cuiabá.
ESA – European Space Agency.
IAE – Instituto de Aeronáutica e Espaço.
INPE – Instituto Nacional de Pesquisa Espacial.
INTA – Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial.
ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica.
ISIS – Innovation Solutions In Space.
ISRO – Indian Space Research Organisation.
LEO – Low Earth Orbit.
PLSV – Polar Satellite Launch Vehicle.
MECB – Missão Espacial Completa Brasileira.
MCT – Ministério de Ciência e Tecnologia.
SCD1 – Satélite de Coleta de Dados 1.
SCD2 – Satélite de Coleta de Dados 2.
STARMAD – Space Tool for Advanced and Rapid Mission Analysis and Design.
STARMAD – Space Tool for Advanced and Rapid Mission Analysis and Design.
STK – Satellite Tool Kit.
VEGA –Vettore Europeo di Generazione Avanzata.
VLM – Veículo Lançador de Microsatélites.
VLS – Veículo Lançador de Satélite.

DEFINIÇÃO DO OBJETIVO GLOBAL DO PROJETO

O projeto AESP14 foi concebido no início do ano de 2012 incluído na proposta “Início da indústria brasileira de pico-satélites universitários (PICO-SA)” referente ao Edital AEB/MCT/CNPq n° 033/2010 aprovado em Novembro de 2011 sob Coordenação de Dr. Geilson Loureiro (Tecnologista Sênior III do INPE e Professor do ITA).

A motivação principal do desenvolvimento é a capacitação tecnológica do grupo, que envolve os alunos e professores do curso de Engenharia Aeroespacial do ITA e alunos de pós-graduação do INPE e ITA e instituições envolvidas (ITA, INPE, LIT).

O projeto AESP14 aborda todos os estágios do ciclo de vida de um produto espacial, iniciando pela definição da missão, passando pelo processo de desenvolvimento e construção da arquitetura, de hardware, desenvolvimento dos softwares, montagem, integração e testes, lançamento e operação. Conferindo assim, conhecimentos sobre sistemas aeroespaciais, concepção de projeto, além da possibilidade de aprendizado hands-on.

ANÁLISE FUNCIONAL DA MISSÃO

O projeto AESP-14 tem o objetivo (tecnológico) de validar uma plataforma CubeSat nacional. A Figura 1 apresenta um desdobramento em árvore funcional dos requisitos de missão em requisitos a serem alocados aos elementos constituintes da missão:

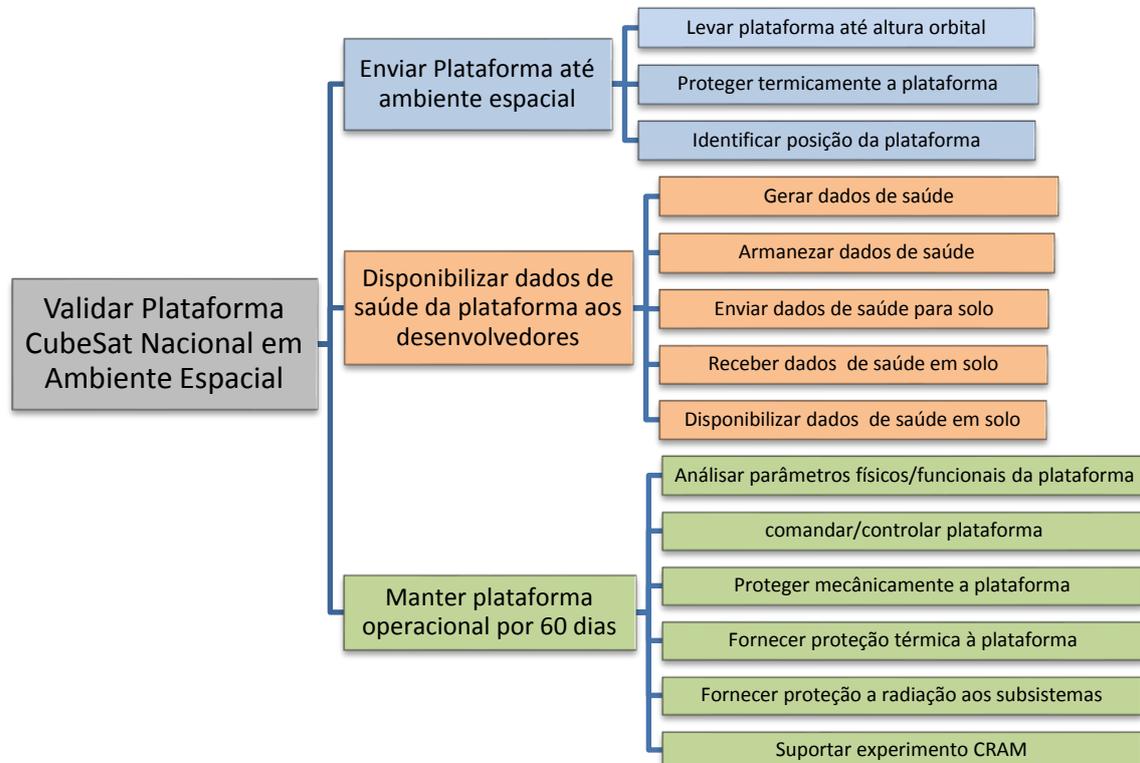


Figura 1. Árvore Funcional da Missão.

ARQUITETURA PRELIMINAR DA MISSÃO

A AESP14 consiste em uma missão espacial com desenvolvimento das áreas de engenharia, pesquisa científica e exploração de tecnologias no desenvolvimento de um picosatélite brasileiro com envolvimento de alunos de graduação e pós-graduação. Considerando os Requisitos da Missão (DA02), deve-se desenvolver uma solução-sistema CubeSat a ser lançado e operado em baixa órbita por um período de 60 dias, utilizando estações terrenas disponíveis pela parceria INPE-CRS e ITA. Assim, é realizado a seguir análises (trade-offs) dos diversos elementos constituintes do contexto, Figura 2, da missão AESP14 para escolha da melhor solução (baseline) que resultará na definição da arquitetura da missão.

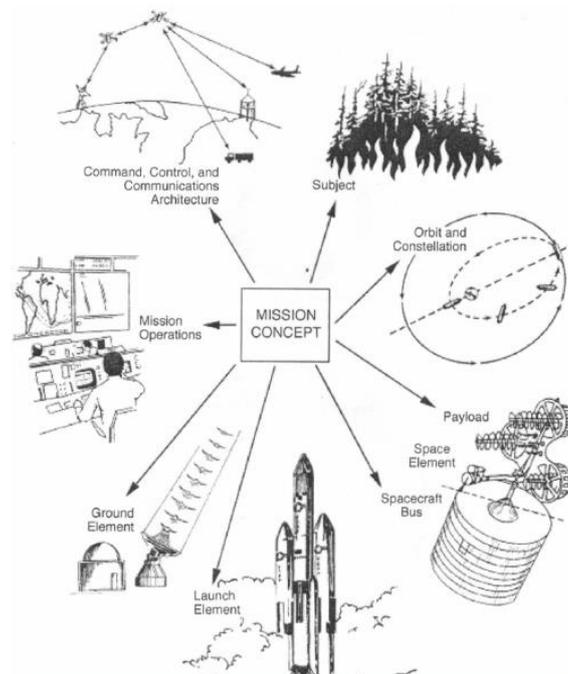


Figura 2. Elementos do conceito operacional de missão de sistemas espaciais tradicionais.
[DR18]

Tradicionalmente os elementos de missões espaciais são denominados de segmentos, assim, para a missão AESP14 foram determinados os seguintes segmentos:

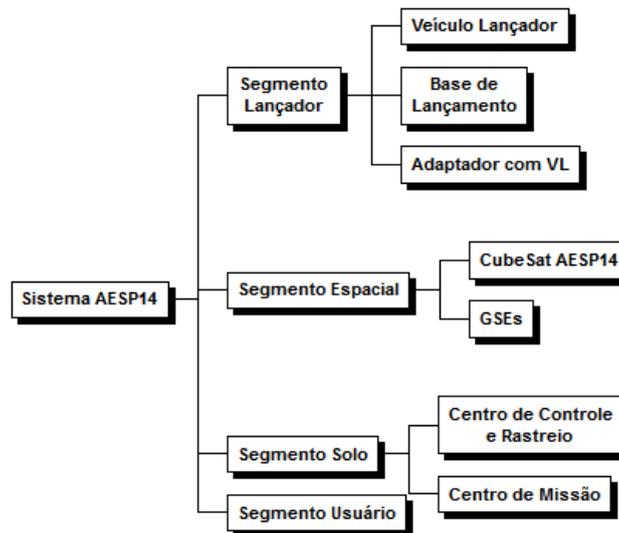


Figura 3. Elementos do conceito operacional

CONCEITO OPERACIONAL DA MISSÃO

O Nanossatélite AESP14 se propõe operar em uma órbita baixa LEO por um período não menor a 60 dias, cujo lançamento será financiado pela AEB e acontecerá no final do ano 2014.

A Missão AESP14 é composta pelos elementos da Arquitetura Operacional, ilustrados na Figura 4, estes elementos são chamados também de segmentos, e foram definidos a partir da análise de missão com a finalidade de atender os requisitos de missão apresentados nos documentos DA01, DA02 e DR16.

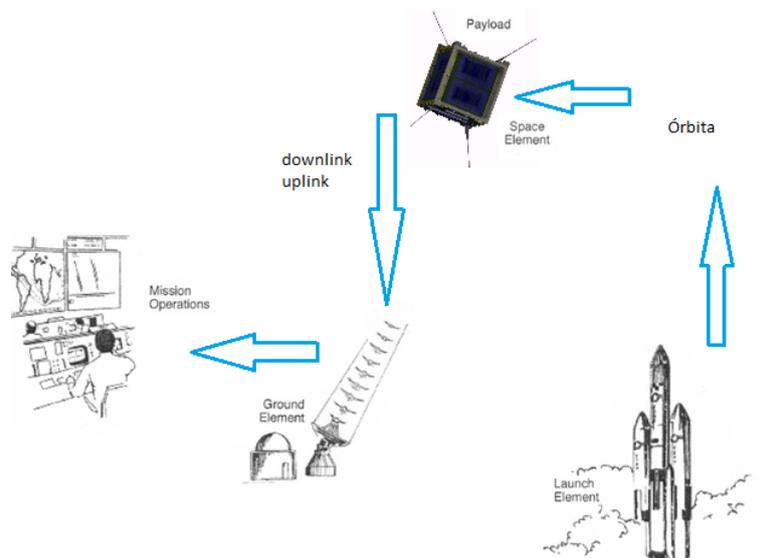


Figura 4: Arquitetura Operacional da Missão AESP14

DESENVOLVIMENTO DA ARQUITETURA DE MISSÃO

Alocação Funcional dos Elementos da Missão

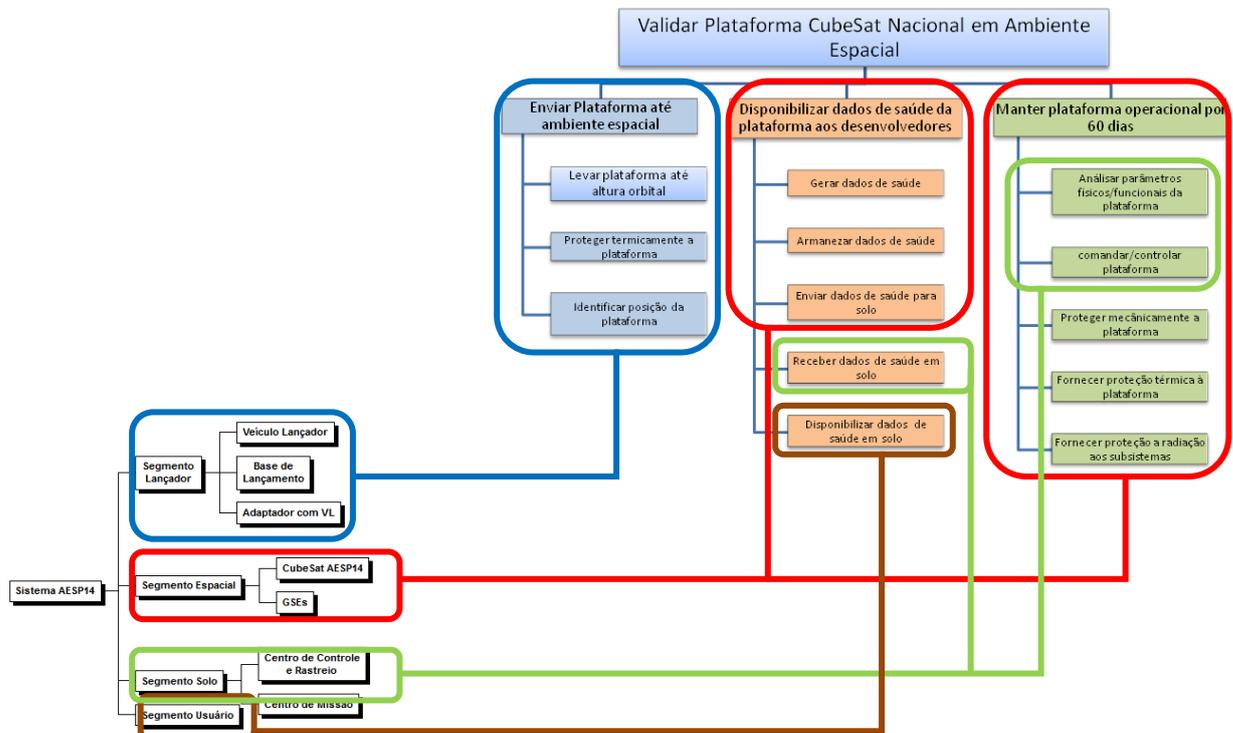


Figura 5: Alocação funcional

Análise dos Elementos da Missão

Desdobramento dos Requisitos da missão para cada elemento:

1.1.1. Segmento Espacial: Considerações Orbitais

Tomando como base os requisitos de stakeholders apresentados, nesta subseção é mostrada a análise desenvolvida para julgamento das possíveis órbitas de operação do satélite AESP14. Como resultado desta análise é apresentado uma solução que melhor atende aos requisitos.

Inicialmente, devem-se considerar alguns aspectos fundamentais desta análise:

- Requisitos de considerações orbitais: Os requisitos orbitais estabelecidos para a missão científica são bastante abrangentes, limitando-se somente na altura orbital, devido ao custo e normas de operação no espaço. Assim, as considerações a seguir são feitas de acordo com limitações de outros parâmetros críticos, como a disponibilidade de lançamento.
- Altura de operação da missão: A altura de operação da missão está dentro da faixa considerada baixa órbita (LEO). Se o satélite for lançado em uma órbita de



300km a 350km, este não será atendido para a missão durante o período de 60 dias, devido seu decaimento orbital que, no caso da altura inicial de 300km, Figura 6, em 9 dias o satélite já decaiu 10km, segundo a análise realizada com analisador online da Australian Space Weather Agency [DR15], portanto, não mais operacional para a missão. A partir de 350 km de altitude, o decaimento até 300km é atingido em 76 dias, portanto, a partir deste limite, pode ser operacional para a missão.

SATELLITE ORBITAL DECAY

Calculating decay rates and orbital lifetimes of satellites in essentially circular orbits below 500 km altitude.

Mass kg
 Area m²
 Initial Altitude km (range: 180km - 500 km)
 Solar Radio Flux (F_{10.7})
 Geomagnetic Index (A_p)

TIME(days)	HEIGHT(km)	PERIOD(mins)	MEAN MOTION(rev/day)	DECAY(rev/day ²)
0	300	90.48	15.91	0.0031
8.99	289.89	90.3	15.94	0.004
16.89	279.91	90.09	15.98	0.0051
23.1	269.96	89.89	16.01	0.0065
28	259.94	89.69	16.05	0.0084
31.9	249.72	89.48	16.09	0.0108
34.8	239.99	89.29	16.12	0.0139
37.2	229.66	89.08	16.16	0.0181
39	219.66	88.87	16.2	0.0234
40.4	209.64	88.67	16.23	0.0304
41.5	199.46	88.47	16.27	0.0397
42.3	189.93	88.27	16.31	0.0512
43	179.09	88.27	16.31	0.0512

Re-entry after 43 days (0.11 years)

Figura 6: Simulação do decaimento orbital, altitude inicial 300 km.

Considerando altitudes superiores a 800km, existe uma problemática devido aos lançadores disponíveis para estas alturas orbitais, e disponíveis para lançamento de CubeSats, que será analisado no tópico abaixo.

- Disponibilidade de lançamentos para CubeSats: As informações disponíveis sobre lançamentos de CubeSats estão restritas a duas empresas agenciadoras deste tipo de lançamento: Innovative Solution in Space (ISIS) e a Space Flight Laboratory UTIAS/SFL da University of Toronto Institute for Aerospace Studies (UTIAS) as quais oferecem lançamentos (de carona) secundários com um limitado número de veículos lançadores além dos lançamentos de iniciativas governamentais acordados internamente.

Considerando a missão AESP14, existe uma possibilidade ainda remota de lançamento em um veículo nacional (VLM), mas ainda deve-se considerar o agenciamento com uma empresa no exterior como possibilidade.

A maioria dos lançamentos de CubeSats foram realizados em órbita polar de inclinação próxima a 98°, sol-síncrona e altura entre 600 a 800km, como carga secundária, isto devido ao maior número de lançamento de satélites de

observação terrestre, confiabilidade destes lançadores e compatibilidade com as missões de CubeSats.

Assim, baseado em lançamentos passados mais recentes de CubeSats, mostrados abaixo na Tabela 1, serão considerados os principais parâmetros orbitais para a missão AESP14 dentro de um intervalo de valores.

Tabela 2: Lançamentos recentes de CubeSats.

Veículo Lançador/ Desenvolvedor	Agenciador	Data Lançamento	Parâmetros Orbitais			
			Altura (km)	Inclinação	Excentricidade	Sincronismo
Atlas V /United Launch Alliance		Ago/2012	765	64°	Circular	
Delta II / Boeing	S3FL	Out/2011	A= 816 P= 458	101,7°		
PSLV-CA / ISRO	ISIS, PFL/UTIAS	Jul/2010 PSLVC15	635	98°	Circular	SSPO
PSLV-CA / ISRO	ISIS	Set/2009 PSLVC14	720	98°	Circular	SSPO
PSLV-CA / ISRO	ISIS, PFL/UTIAS	Abr/2008 PSLVC9	635	97°	Circular	SSPO

Manobras Orbitais

Para realização da missão AESP14 não será necessário a realização de manobras orbitais durante a operação da missão, mesmo porque, devido as limitações ao da plataforma CubeSat, ainda não é trivial a utilização de sistemas de propulsão.

Manobras de Correção de Atitude

Para a realização da missão AESP14 não seria necessário a realização de correções de atitude, desde que conte com um numero de antenas distribuídas de formas a sempre permanecer em contato com as estações terrenas. E também, dada a complexidade de desenvolvimento de um sistema de controle e determinação de atitude, este não será construído.

Dinâmica orbital

Faz-se uma análise das possíveis órbitas do satélite AESP14 para satisfazer as necessidades da missão científica. A seguir mostram-se os passos do cálculo analítico dos parâmetros orbitais de um satélite em órbita LEO:

Altura da órbita (LEO) → h = 600 km:

a) Semi-eixo maior da órbita: a = Re+h = 6378 + 600 = 6978 km (Re=raio da terra)

b) Período da órbita:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 5801,061 \text{ s.} = 96,68 \text{ min.} \quad (\mu=\text{constante gravitacional da terra})$$

c) Inclinação da órbita → i=98°

d) Excentricidade da órbita $\rightarrow \epsilon=0$

e) Distancia entre 2 órbitas subsequentes: $\text{dist} = \Delta\Phi * R_e = 2690,24 \text{ km}$

f) Numero de voltas por dia: $24*3600/T = 14,89 \text{ voltas.}$

g) Horizonte de visão:

$$\lambda_0 = \arccos\left(\frac{R_e}{R_e + h}\right) = 0,417722 \text{ rad } (24^\circ)$$

h) Fazendo uma visão máxima como: $\lambda_{\text{max}} = 0,355 \text{ rad } (20,4^\circ)$

i) Tempo de vista Máximo: $T_{\text{view_max}} = T * \lambda_{\text{max}}/180 = 657,45358 \text{ s.} = 11,96 \text{ min.}$

j) Número de órbitas em comunicação com a estação terrena: 4 órbitas (contando apenas com a estação do ITA/DCTA).

Usando programas especializados, como StarMAD [DR08] ou STK [DR09], obtém-se uma simulação completa da trajetória do satélite em órbita. Ao mudar os parâmetros orbitais e comparar os resultados pode-se chegar a uma órbita mais conveniente para as necessidades da missão. As Figuras de 7, 8, 9 e 10 foram obtidas no STK para o mesmo cálculo analítico feito anteriormente.

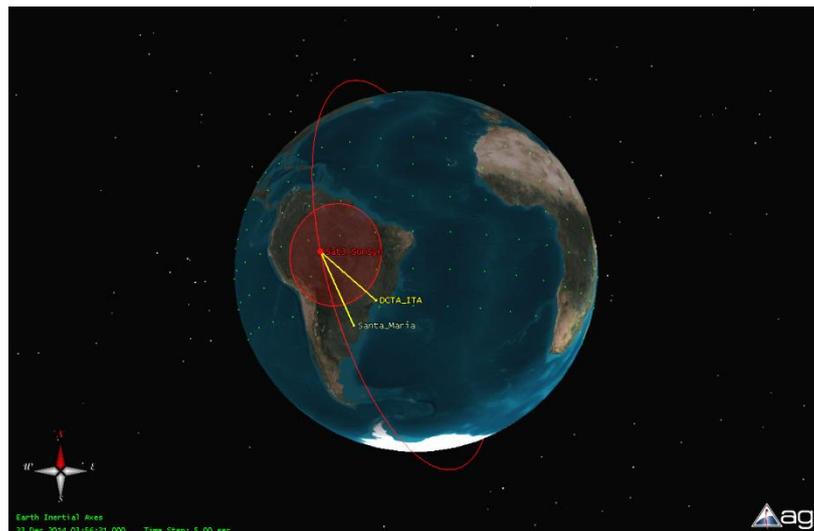


Figura 7: Vista espacial da órbita do nanossatélite



Figura 8: Estações terrenas recebendo dados do satélite

Análise Trade-Off

Realiza-se uma análise comparativa, usando os resultados obtidos, para escolha da melhor opção que atende a missão. Comparam-se as possíveis órbitas, observando suas vantagens [+] e desvantagens [-].

Tabela 2: Análise trade-off das possíveis órbitas

Órbitas possíveis						
Tempos	600 km 98° e=0,01		700 km 98° Sunsync. (e=0)		600 km 35° e=0,01	
Visita à E.T. mínimo	(min.) 3,9	Por Dia:	(min.) 5,2	Por Dia	(min.) 7,6	Por Dia
máximo	11,8		13,9		13,5	
		36,5 [-]		51,8		92,6 [+]
Para Revisita mínimo	26,9 min.		[+] 85,6 min.		[-] 96,4 min.	
máximo	11,3 hr = 683,1 min.		10,3 hr = 619 min.		12,7 hr = 726 min.	
Eclipse	34,7 [+]		35,5		34,7	
Voltas/Dia	14,8 [+]		14,5		14,8	

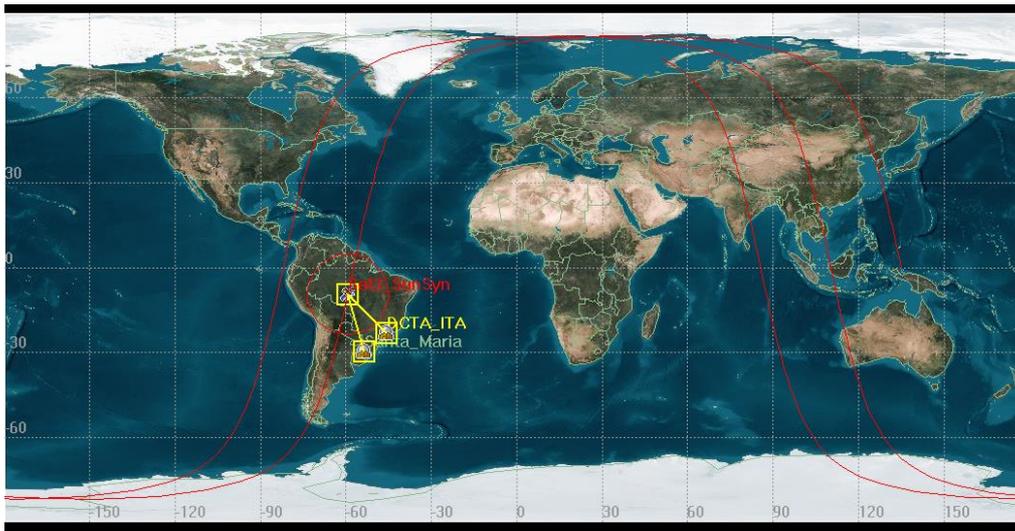


Figura 9: Satélite fazendo *downlink* durante sua trajetória

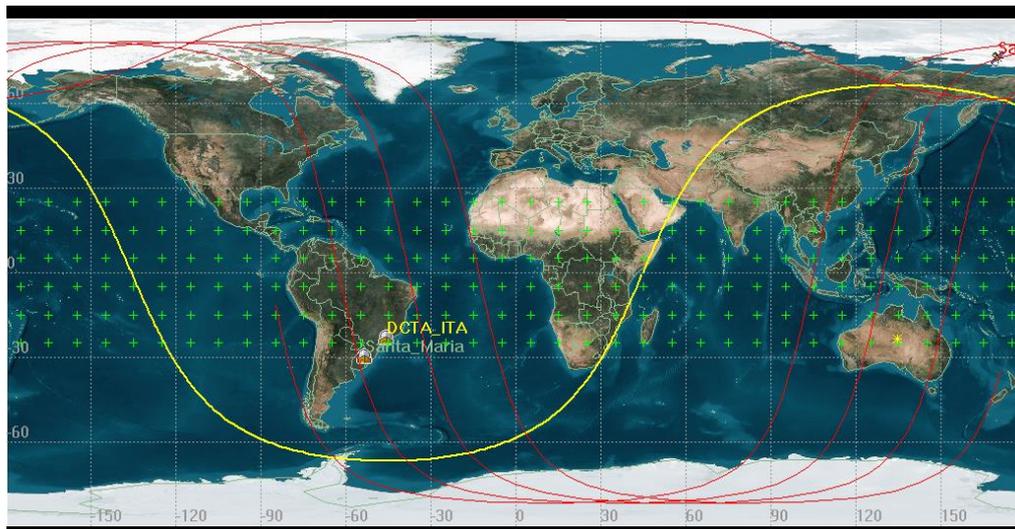


Figura 10: Região de aquisição de dados da carga útil

Baseline (Órbita)

A órbita para satisfazer as necessidades da missão, considerando a maior oportunidade de lançamento de CubeSats, devido baixo custo e à grande quantidade de lançadores de órbitas polares, foi definida com os seguintes parâmetros orbitais:

Órbita Sun-synchronous: - semi-eixo maior: 600-640 km
 - excentricidade: 0° - 0.01 (Argumento perigeu: 270°)
 - inclinação: 98°

21 h sobre Recife-Brazil: - ascensão reta nodo ascendente: 49,12° - 39,12°
 - anomalia verdadeira: 0°

Lembramos que a órbita esta em função da contratação do lançamento, por tanto também existe a possibilidade que o satélite seja colocado em orbita equatorial, isto ainda esta sendo coordenado pela AEB e a equipe do AESP14.

1.1.2. **Segmento Lançador: Veículos Lançadores e Bases de Lançamento**

O segmento lançador é constituído pelos seguintes elementos básicos: veículo lançador, dispositivo de lançamento, base de lançamento e infraestrutura necessária. O lançamento do satélite AESP14 deve ser agendado para o final do ano 2014.

O lançamento de CubeSats é normalmente realizado como carga secundária, de carona em lançamentos de satélites de maior porte, utilizando uma interface desenvolvida especialmente em função da padronização dessa classe de satélites e redução nos custos de desenvolvimento, visto que este dispositivo deve ser qualificado espacialmente pois faz interface com o lançador diretamente.

O dispositivo de lançamento de interface é o chamado POD (Picosatellite Orbital Deployer) estes existem em diversas configurações, com capacidades variadas, de somente um CubeSat (1U – 100x100x113mm) até múltiplos (3U ou mais). Os PODs são baseados em um mecanismo cujos elementos principais são uma mola e trilhos laterais internos a uma estrutura principal, uma caixa retangular com uma tampa de abertura e um sistema elétrico para abertura da tampa, de onde os CubeSats são ejetados.



Figura 11: Um tipo de POD: Poly Picosatellite Orbital Deployer - P-POD [<http://amsat-uk.org/>]

Considerando que o lançamento de CubeSats é limitado e depende de um dispositivo POD qualificado, existem algumas empresas agenciadoras que provém o lançamento, negociações com o provedor do veículo lançador e o dispositivo POD. Ou por iniciativa interna, se for lançado com lançador nacional, podem ser adquiridos estes dispositivos. Finalmente, considera-se a política de detritos espaciais, a missão AESP14 deve seguir a política de mitigação de detritos espaciais da ESA (regulamentados na ECSS – *Space Sustainability Branch*. Atualização de Fevereiro de 2012), a qual segue as premissas e

regulações estabelecidas pelas Nações Unidas descritas no documento: “*UN Space Debris Mitigation Guidelines*” do *Office for Outer Space Affairs* das Nações Unidas e também do documento “*IADC Space Debris Mitigation Guidelines*” elaborado pelo comitê: *Inter-Agency Debris Coordination Committee*. O principal requisito estabelecido por estas regulamentações, para o caso da Nanossatélite AESP14, são referentes à desocupação do espaço orbital na faixa LEO em até 25 anos após de sua vida útil.

Serão discutidos alguns tópicos e análises realizadas com base nos possíveis veículos lançadores a serem contratados pela AEB para lançamento do AESP14: VLM (Brasil), VLS (Brasil), Cyclone IV (ACS), PSLV (Índia), VEGA (ESA).

VEGA – Vettore Europeo di Generazione Avanzata

É um veículo espacial desenvolvido em conjunto pela Agência Espacial Italiana (ISA) e Agência Espacial Europeia (ESA) é usado atualmente pela Ariane Espace e seu primeiro lançamento foi realizado em 2012 na base da Guiana Francesa (Guiana Space Centre). O VEGA foi projetado para lançar pequenas cargas úteis (satélites de 300 a 2500kg) para missões de observação da Terra em baixas órbitas polares. A missão de referência a qual foi projetado o veículo VEGA é o lançamento de satélites de até 1500kg em uma órbita polar de altitude 700km

No primeiro lançamento do VEGA, este levou a órbita, entre outros satélites, o CubeSat XaTcobeo, desenvolvido no Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) [10], assim, mostrando a sua flexibilidade para lançamento destes satélites e possivelmente a abertura deste ramo do comercial para outras instituições internacionais.

PSLV - Polar Satellite Launch Vehicle

O PSLV é um lançador desenvolvido pela ISRO (Indian Space Research Organisation), a Agência de Pesquisa Espacial Indiana. Ele é projetado para colocar satélites em órbita polar. O PSLV já lançou 55 satélites (26 indianos e 29 estrangeiros) em uma variedade de órbitas até o momento.

É o primeiro veículo de lançamento operacional da ISRO, e é capaz de lançar satélites de 1.600 kg em 620 km em órbita polar heliosíncrona e 1050 kg em órbita de transferência geossíncrona. Carga útil: 3.700 kg a LEO (200 km); 800 kg a uma órbita de transferência geoestacionária. Empuxo de decolagem: 5.300 kN. [DR03]

Se for lançado pelo PSLV, considerando o histórico do veículo lançador PSLV, poderá ser ejetado em uma órbita polar (96° a 98° de inclinação), heliosíncrona e em altitude orbital entre 600 a 720km.

Esta posição orbital atende aos requisitos de missão e é a opção de maior viabilidade. Mas, do ponto de vista da missão científica pode ficar limitado devido a órbita heliosíncrona, devendo coletar dados no mesmo horário solar local na região do setor brasileiro, assim, não permitindo estudos de comparação entre horários diferentes de coleta de dados.

Usando o programa StarMAD para análise órbita, as comunicações de ligação deve durar de 5 a 10 minutos, cerca de 5 vezes por dia. A altitude órbita deve ser de 600 km a 700 km, uma região da ionosfera propícia para a aquisição de dados sobre as bolhas de plasma [DR04].

Cyclone IV

Cyclone-IV é um veículo lançador de satélites (ou foguete) ucraniano, de pequeno porte, está em desenvolvimento pelo renomado escritório estatal de engenharia Yuzhnoye, situado na cidade industrial *Dnepropetrovsk*, Ucrânia. [DR07]

A nova série de veículos espaciais CycloneIV deverá ser comercializada exclusivamente pela ACS (AlcantaraCyclone Space) – companhia binacional Brasil – Ucrânia. A série de veículos espaciais Cyclone tem um grande número de sucessos em lançamentos, com somente 6 falhas em 226 lançamentos considerando todos os veículos desenvolvidos até hoje (Cyclone 2, 3, 4, SS-9).

O veículo CycloneIV, em desenvolvimento, tem capacidade de lançamento em diversos tipos de órbitas, a mais comum são: transferência geoestacionária, heliosíncrona e baixa órbita. O veículo é capaz de lançar cargas de até 5300kg em órbita baixa equatorial de 500km de altitude, uma carga de 3800kg é possível de injeção em órbita baixa heliosíncrona de 700km de altitude.

O lançamento com o Cyclone-4 ainda não é possível de análise, pois o veículo ainda não está desenvolvido e ainda não existe possibilidade de lançamento de CubeSats planejadas para este. Mas considerando as órbitas baixas disponíveis, estão de acordo com a missão AESP14.

VLS – Veículo Lançador de Satélite

O VLS é uma família de foguetes desenvolvidos no Brasil, com a finalidade de lançar satélites nacionais do programa de desenvolvimento. O Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial (CTA) desenvolveu, a partir de 1966 uma família de foguetes de sondagem da série Sonda, cujo aperfeiçoamento crescente da tecnologia espacial permitiu o desenvolvimento do VLS. O VLS é um veículo lançador de satélites que utiliza motores-foguetes carregados com propelente sólido em todos os estágios, com capacidade para colocar satélites de até 350kg em órbitas baixas (250 a 1.000 km) e com várias possibilidades de inclinações quando lançado do CLA. Foi projetado com interesse específico para lançamentos em órbitas de 750 km de altitude, quando atinge desempenho ótimo.

O VLS ainda se encontra em desenvolvimento e sua previsão de vôo inaugural é para o final do ano de 2013, portanto, se bem sucedido, e se houver demanda para o final de 2014, esta poderá ser uma possibilidade viável de lançamento para o satélite AESP14.

VLM Veículo Lançador de Microssatélites

O VLM é um foguete desenvolvido pelo Brasil (IAE) que se encontra em fase de projeto, para atendimento às missões de injeção em órbita de satélites até 100 kg. Com capacidade para inserir Microssatélites de 120 kg em órbita equatorial baixa, a até 700 km de altura. [DR08]

O VLM pode ser considerado o de maior viabilidade comparado com os demais veículos lançadores brasileiros ou de parcerias brasileiras, para o lançamento do satélite AESP14, visto que, foi concebido para lançamento de satélites de menor porte, havendo grande encontro de interesses com o lançamento de CubeSats por custos menores.

Para os veículos espaciais brasileiros (ou desenvolvido por parceiros) existe a possibilidade de lançamento por centros de lançamentos nacionais já existentes, o que

facilitaria o deslocamento, comunicação e menor número de interfaces, considerando o lançamento do satélite AESP14 por um desses veículos.

O Brasil dispõe de dois Centros de Lançamento de veículos espaciais [DR09], ambos subordinados ao Departamento de Pesquisas e Desenvolvimento do Comando da Aeronáutica:

Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI)

Situado no estado do Rio Grande do Norte, está operacional desde 1965, e possui completa infra-estrutura para lançamentos de veículos de sondagem de pequeno porte. É utilizado, também, como estação de rastreamento de engenhos espaciais estrangeiros e seus satélites, e também dos veículos lançados do Centro de Lançamento de Alcântara.

O CLBI já realizou com inteiro sucesso mais de 400 lançamentos, desde os pequenos foguetes de sondagem meteorológica do tipo *Lok i*, até os veículos de alto desempenho da classe *Castor-Lance* de quatro estágios. Este centro vem desenvolvendo também intensa cooperação com a Agência Espacial Européia (ESA), através da atividade de rastreamento do veículo Ariane, desde o seu vôo inaugural.

Centro de Lançamento de Alcântara (CLA)

Após cuidadosos análise e estudo, foi definida uma área na península de Alcântara (no Maranhão) para sediar um novo centro de lançamento. Esta área apresenta alguns requisitos muito favoráveis, tais como baixa densidade populacional, excelentes condições de segurança e facilidade de acessos, tanto aéreo como marítimo, e - o mais importante - está situada exatamente a 2° 18' de latitude Sul do Equador, e a 44° 22' de longitude Oeste, às margens do Oceano Atlântico.

Esta excepcional posição possibilita aproveitar-se ao máximo a rotação da Terra para impulsionar os lançamentos visando órbitas equatoriais, bem como apresenta também posição favorável para lançamentos polares.

Por conseguinte, sua localização privilegiada permite grande economia de combustível e/ou, como tal, o lançamento de satélites mais pesados com a mesma quantidade de combustível, e/ou desempenhos muito superiores às características originais do veículo lançador.

O CLA já efetuou, com inteiro sucesso, mais de 250 lançamentos desde a sua ativação, o que comprova a sua excelente capacidade operacional e funcionalidade.

Os demais lançadores apresentados possuem suas próprias bases de lançamento já estabelecidas, o que necessitaria, obrigatoriamente, a contratação de uma empresa agenciadora para criar os vínculos legais e contratuais com esta.

Tabela 3: Características de Lançadores para Órbitas LEO

	VLS	VLM	Cyclone IV	PSLV	VEGA
Payload	380 Kg	< 100 Kg	5300 Kg	3250 Kg	< 1500 Kg
Lançamento	Alcântara	Alcântara	Alcântara	Índia	Guiana Fr.
Agencia/país	Brasil	Brasil	Brasil/Ucrânia	Índia	ESA
Condição atual	Qualificação do Vôo 2012	Em fase de projeto	Qualificação do Vôo 2013	52 satélites lançados	Maiden Flight 2012

Sabendo da impossibilidade de escolha, dar-se-á preferência a um lançador específico para realização e cumprimento da missão. Considerando a análise realizada, tem-se como preferência inicial o lançamento com o veículo lançador PSLV devido à maior informação encontrada, pela grande possibilidade de seu uso, e porque satisfaz as necessidades da missão.

Mas, dando preferência ao desenvolvimento nacional, gostaríamos muito de contar com o VLS ou VLM.

Lembramos que o projeto não define o lançador, a AEB é responsável da contratação do serviço, e a contratação depende da oportunidade no momento. Por tanto, o melhor que se pode fazer é garantir sua compatibilidade para um grande numero de lançadores, incluindo lançadores de grande porte, como o Ariane 5.

1.1.3. Segmento Solo: Estações Terrenas e Operação

O segmento solo da missão AESP14 constitui basicamente das estações terrenas disponíveis para controle e rastreo do satélite e o centro de operações da missão.

O Brasil tem as seguintes estações terrenas: Uma estação localizada em Cuiabá, em Mato Grosso, (Latitude: 15° 33' S / Longitude: 56° 04' W / Altitude: 235 metros) e a outra em Alcântara, no Maranhão (Latitude: 02° 18' S / Longitude: 44° 22' W / Altitude: 60 metros). As duas Estações Terrenas do CRC são, basicamente, estações de primeiro tipo e dedicadas ao rastreo e controle dos satélites da Missão de Coleta de Dados (SCD1 e SCD2) bem como de Satélites de Sensoriamento Remoto (CBERS). Elas recebem as telemetrias dos satélites na banda S (2GHz) e telecomandam os satélites na mesma faixa de frequência [DR11]. A Estação Terrena de Cuiabá (ETC), juntamente com a Estação de Rastreo e Gravação de Imagens (ERG) da Divisão de Operações da Coordenadoria de Observação da Terra, fazem parte da Unidade Regional de Cuiabá. As Estações Terrenas de Cuiabá e de Alcântara, juntamente com o Centro de Controle, controlam em órbita os satélites da Missão Espacial Completa Brasileira (MECB).

Existem também estações terrenas pequenas para CubeSats. Uma estação terrena localizada em Santa Maria (Latitude: 29°42' S, Longitude: 53°46' W). A Estação Terrena consiste na *Ground Station* UHF/VHF/S-BAND, com possibilidade de comunicação nas bandas de frequências: 144 – 146 MHz, 430 – 440 MHz, 2400 – 2402 MHz, incluídas as bandas de frequências de radioamadores. [DR012]. E outra estação já instalada no ITA/DCTA (Latitude: 23°12'S, Longitude: 45°51'W), tem a mesma

concepção da estação de Santa Maria, ambos são “*Small Satellite Ground Stations*” adquiridas pela iniciativa do CubeSat NanosatC-Br 1 e 2 da empresa ISIS [DR12].

Para o projeto, deve-se adquirir ou desenvolver um sistema de rastreo (estação terrena) com apoio do ITA. Esta solução foi escolhida considerando a fácil acessibilidade durante o período operação, e devido à compatibilidade dos subsistemas.

Em forma geral, a operação da missão será feita de fora autônoma pelo próprio satélite através de software. Eventualmente, se necessário modificação em seu código base de operação, este deverá ser feito por telecomandos já previstos no desenvolvimento. A órbita do satélite não será alterada durante operação.

A comunicação com o satélite será realizada inicialmente, pela estação terrena do projeto no ITA, em São José dos Campos, através de sinais de RF em telecomandos e telemetrias a serem definidos durante o desenvolvimento do sistema.

A comunicação será feita através do posicionamento da antena da estação terrena apontada para a possível localização do satélite com base na previsão do modelo orbital. Assim, que a antena receber o sinal de beacon gerado pelo satélite, esta corrige automaticamente a sua posição em relação ao satélite através do sistema *autotracking*, assim, atualizando o modelo orbital com os novos parâmetros.

1.1.4. **Comunicação: Telemetrias e Telecomandos**

Telemetrias devem ser geradas pelo satélite: telemetria de serviço com dados de supervisão de desempenho e estado dos subsistemas e telemetria de carga útil contendo os dados de interesse científico.

Para realizar a telemetria, rastreo e comando com a estação terrena da missão deverá ocorrer uma comunicação de duas vias (*full duplex*) entre o nano satélite e a estação terrena. O transmissor deverá ter potência suficiente para estabelecer o enlace de comunicação entre estação terrena e Nanosatélite. Para isso, faz-se necessário um levantamento das potências envolvidas nos enlaces de transmissão e recepção. É necessário que sejam observados também, um número de efeitos adicionais que produzem uma degradação significativa do sinal e variação dos tempos de transmissão e recepção. Esses efeitos incluem chuva, condições do ar e ionosfera, além do efeito Doppler de deslocamento da frequência.

O subsistema TT&C, desenvolvido no projeto, é responsável pela comunicação entre o satélite e a estação terrena, e utilizará a frequência de 435MHz (tanto para *down-link* como para *up-link*).

1.1.5. **Segmento Espacial: Plataforma**

O desenvolvimento de uma plataforma nacional é o principal objetivo do projeto AESP14. A plataforma será constituída dos seguintes subsistemas mostrados na Figura 12, os quais devem garantir o funcionamento de todo satélite até o fim de sua operação.

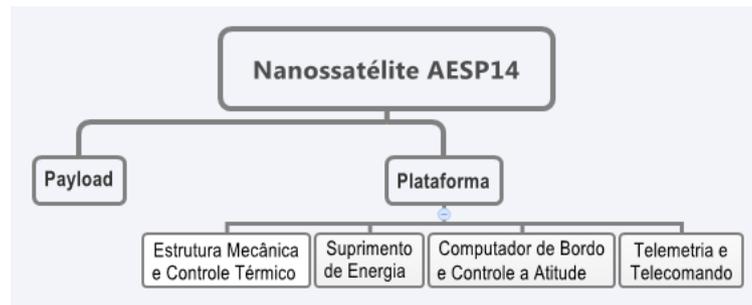


Figura 12: Diagrama do Produto

Estrutura Mecânica e Controle Térmico

Estrutura que serve de suporte mecânico a qual se integrará todos os componentes e dispositivos que compõem o satélite. Considerar os seguintes requisitos:

- Acomodação das cargas úteis e dos subsistemas do satélite.
- Capacidade para resistir às forças dinâmicas que aparecem no lançamento.
- Rigidez.
- Provisão de proteção ambiental.
- Alinhamento.
- Percursos elétricos e térmicos.
- Acessibilidade.

Será utilizado um controle térmico passivo, com relativa independência entre suas partes, usando isolantes e revestimentos externos.

Suprimento de Energia

Este subsistema é responsável pelo fornecimento da energia necessária para o funcionamento do satélite. Ele contempla conversores para alimentar os subsistemas, chaves de distribuição, condicionar a potência gerada dos painéis solares, e monitoramento da bateria.

Computador de Bordo e Controle de Atitude

Este subsistema tem por objetivo processar as informações recebidas ou a serem enviadas para a terra, assim como as informações internas ao satélite. Ele deverá contemplar memórias para que seja possível armazenar as informações de telemetria, e realizar o processamento da aquisição de dados do payload.

Os requisitos da missão não implicam em um controle de atitude para o payload.

Telemetrias e telecomandos

Este subsistema tem por objetivo envio e recepção de radiofrequências para a operação do satélite, este subsistema deve utilizar uma radiofrequência de radioamadorismo, e protocolo de comunicação AX25.

←----->

ANEXO C – DESCRIÇÃO DA ARQUITETURA OPERACIONAL DA MISSÃO



PROGRAMA
PROGRAM

CUBESAT

DOCUMENTO/ DOCUMENT NO.

LIT21-AESP14-ES-003

PÁGINA / PAGE

VERSÃO / ISSUE

TÍTULO / TITLE

NANOSATÉLITE AESP14:
 DESCRIÇÃO DA ARQUITETURA OPERACIONAL DA MISSÃO

CÓDIGO / CODE A.P.

ESTE DOCUMENTO É DE PROPRIEDADE DO INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE NÃO PODENDO SER REPRODUZIDO, NO TODO OU EM PARTE, NEM TAMPOUCO TRANSMITIDAS SUAS INFORMAÇÕES A TERCEIROS SEM PRÉVIA AUTORIZAÇÃO DO INPE.

THIS DOCUMENT IS PROPERTY OF INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE, AND CAN NOT BE REPRODUCED OR COMMUNICATED TO ANY PERSON WITHOUT AUTHORIZATION.

PREPARADO POR / PREPARED BY

APROVADO POR / APPROVED BY

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME HERNÁN ZAMBRANO _____
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME CARLOS DE OLIVEIRA LINO _____
 GERENTE DA QUALIDADE / LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME LUCAS LOPES COSTA _____
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME GEILSON LOUREIRO _____
 CHEFE LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME _____
 DATA/DATE



Sumário

1. INTRODUÇÃO.....	232
2. DOCUMENTOS	232
2.1. DOCUMENTO APLICÁVEL	232
2.2. DOCUMENTO REFERENCIAL	232
3. TERMOS E DEFINIÇÕES.....	232
3.1. TERMOS.....	232
3.2. ABREVIATURAS.....	233
4. VISÃO GERAL DA ARQUITETURA OPERACIONAL DA MISSÃO.....	234
5. DESCRIÇÃO DE CADA ELEMENTO E SUAS INTERFACES	234
5.1. ELEMENTO LANÇADOR.....	234
5.2. INTERFACE ENTRE: ELEMENTO LANÇADOR – ELEMENTO ESPACIAL.....	235
5.2.1. ÓRBITA.....	235
5.3. ELEMENTO ESPACIAL.....	235
5.3.1. PLATAFORMA	235
5.4. INTERFACE ENTRE: ELEMENTO ESPACIAL – ELEMENTO DE SOLO.....	235
5.4.1. TELEMETRIAS E TELECOMANDOS.....	235
5.5. ELEMENTO DE SOLO.....	235
5.6. INTERFACE ENTRE: ELEMENTO DE SOLO – ELEMENTO OPERAÇÕES.....	236
5.7. ELEMENTO OPERAÇÕES DA MISSÃO.....	236
6. DESCRIÇÃO DO CENÁRIO OPERACIONAL	236
6.1. DURANTE O PRÉ-LANÇAMENTO	236
6.2. DURANTE O LANÇAMENTO	236
6.3. DURANTE A OPERAÇÃO EM ÓRBITA	237
6.4. DURANTE SEU DESCARTE.....	237

INTRODUÇÃO

Este documento apresenta a arquitetura da missão espacial AESP14, descrevendo cada elemento desta arquitetura e suas interfaces. Detalha o funcionamento dos elementos em cada fase da missão, quer dizer, durante o ciclo de vida do projeto.

DOCUMENTOS

Documento Aplicável

DA01 ECSS-E-ST-10C (6 March 2009): Space Engineering.

DA02 LIT21-LIT00-ES-001. Nanossatélite AESP14: Análise de Stakeholders e requisitos de missão.

DA03 LIT21-LIT00-ES-002. Nanossatélite AESP14: Análise de missão.

Documento Referencial

DR01 ECSS-E-ST-10C (6March2009): Space Engineering.

DR02 Larson, Kirkpatrick, Sellers, Thomas and Verna. Applied Space Systems Engineering. Space Technology Series. Mc Graw Hill, 2009.

DR03 Alunos de graduação do ITA do curso de Engenharia Aeroespacial, Turma AESP14: Antonio Agripino, Eduardo Jourdan, Tainã Alves, Leandro Scopel e Luiz Whitacker. Relatório: Arquitetura Operacional da Missão Nanossatélite AESP14. São José dos Campos. 2012.

DR04 LIT21-LIT00-ES-003. Nanossatélite AESP14: Descrição da Arquitetura Operacional da Missão.

TERMOS E DEFINIÇÕES

Termos

Down-link – Enlace de radio frequência para envio de telemetrias.

Órbita *Sunsynchronous* – Ou órbita heliossíncrona, é uma caso particular de uma quase órbita polar. O satélite viaja do pólo norte para o pólo sul e vice-versa, mas o seu plano de órbita é sempre fixo para um observador que esteja postado no Sol. Assim o satélite sempre passa aproximadamente sobre o mesmo ponto da superfície da Terra todos os dias na mesma hora. Geralmente os satélites hélio-síncronos são satélites de média e baixa órbita, com altitudes variando de 550 até 850 km, com uma inclinação em relação ao equador de 97 a 98°.

Up-link – Enlace de radio frequência para recepção de telecomandos.

Abreviaturas

CLBI – Centro de Lançamento da Barreira do Inferno.

DCTA – Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial.

ESA – European Space Agency.

IAE – Instituto de Aeronáutica e Espaço.

INPE – Instituto Nacional de Pesquisa Espacial.

ISRO – Indian Space Research Organisation.

ITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

LEO – Low Earth Orbit.

MCT – Ministério de Ciência e Tecnologia.

PLSV – Polar Satellite Launch Vehicle.

P-POD – Poly Picosatellite Orbital Deployer.

VEGA – Vettore Europeo di Generazione Avanzata.

VLM – Veículo Lançador de Microsatélites.

VLS – Veículo Lançador de Satélite.

VISÃO GERAL DA ARQUITETURA OPERACIONAL DA MISSÃO

O Nanossatélite AESP14 vai operar em órbita baixa LEO por um período não menor a 60 dias, cujo lançamento será financiada pela AEB e acontecerá no final do ano 2014. A Missão AESP14 é composta pelos elementos da Arquitetura Operacional, ilustrados na Figura 1, estes elementos são chamados também de segmentos, e foram definidos a partir da análise de missão com a finalidade de atender os requisitos de missão apresentados nos documentos DA03, DR04 e DA02.

1. Elemento Lançador: Define a Órbita
2. Elemento Espacial: Payload e Plataforma.
3. Elemento de Solo: Estações Terrenas.
4. Elemento de Operação da Missão.

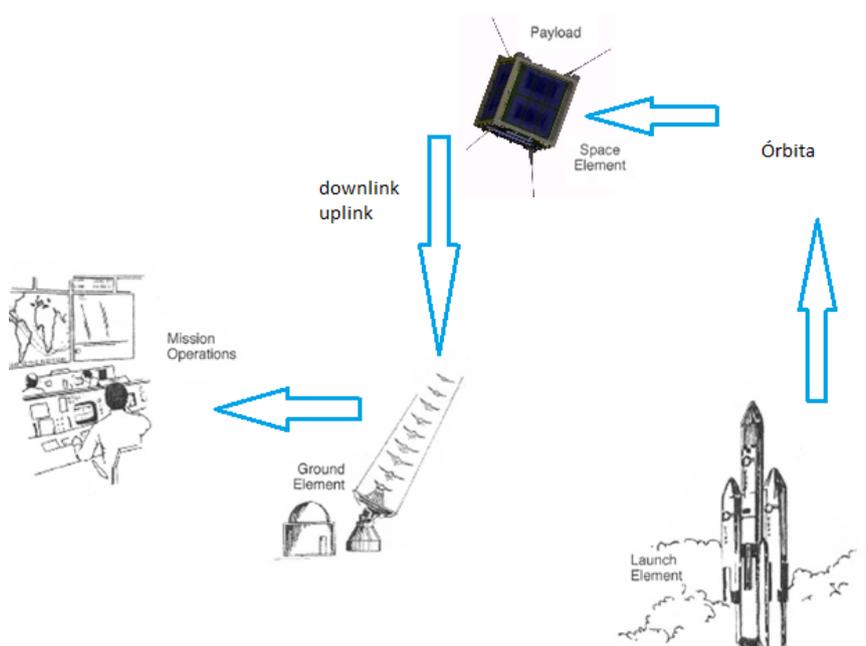


Figura 13: Sequência Operacional da Missão AESP14

DESCRIÇÃO DE CADA ELEMENTO E SUAS INTERFACES

A seguir, são descritos cada elemento e suas interfaces:

Elemento Lançador

Os dois possíveis lançadores são o PSLV do ISRO, VLM (ou VLS) do IAE, este último se encontra em fase de desenvolvimento, dar-se-á prioridade ao lançador nacional. Uma terceira possibilidade seria o VEGA da ESA que iniciou o lançamento no ano 2012. As bases de lançamento são definidas pelos lançadores. Existe a possibilidade também de usar o lançador ARIANE.

Interface entre: Elemento Lançador – Elemento Espacial

A princípio estes elementos possuem apenas uma interface mecânica, o satélite AESP14 será lançado usando um dispositivo conhecido como POD após a carga útil principal ser separada do lançador.

1.1.6. Órbita

Devido às melhores possibilidades de lançamento para cargas secundárias foi escolhida uma trajetória Sun Synchronous, com uma altura de 600-640 km. Não descartamos a possibilidade de uma órbita equatorial, por exemplo, usando a ISS, neste caso, o número de visadas com as ET aumentariam.

Elemento Espacial

1.1.7. Plataforma

O Nanossatélite é constituído por uma plataforma CubeSat 1U, cuja arquitetura eletrônica e estrutura mecânica serão desenvolvidas no LIT/INPE, utilizando componentes COTS. A montagem, integração e testes de todo o satélite acontecerá no LIT. A informação será armazenada na memória a bordo do satélite, e quando tiver visada com as estações terrenas as informações serão enviadas para o solo.

Interface entre: Elemento Espacial – Elemento de Solo

O satélite vai se comunicar com a estação terrena por radio frequência utilizada por radioamadores, para enviar telemetrias e receber telecomandos.

1.1.8. Telemetrias e telecomandos

Para realizar a telemetria, rastreamento e comando com a estação terrena da missão deverá ocorrer uma comunicação de duas vias (*full duplex*) entre o nanossatélite e a estação terrena. As frequências utilizadas: para *down-link* e *up-link* será na faixa de frequência 435 MHz, também usadas em radioamadorismo. O protocolo de comunicação será AX.25. Deve-se enviar telecomandos para corrigir o tempo local e posição do satélite.

Elemento de Solo

Será usada duas estações terrenas, uma localizada no ITA/DCTA e outra em Santa Maria. Semelhante a estações terrenas consideradas como “*Small Satellite Ground Stations*”, operando nas faixas de frequências UHF/VHF/S-BAND, com possibilidade de comunicação nas bandas de frequências: 144 – 146 MHz, 430 – 440 MHz, 2400 – 2402 MHz.

Interface entre: Elemento de Solo – Elemento Operações

O elemento solo recebe informação do satélite e passa para o elemento operações, isto inclui as telemetrias de serviço e telemetrias da carga útil. O segmento operações pode enviar alguns telecomandos para o elemento solo, que será enviado ao nanossatélite.

Elemento Operações da missão

A coleta de dados e o seu processamento para enviá-los em formato de tabelas aos clientes, será feita aqui, assim como também o monitoramento das telemetrias de serviço do satélite e validação da Missão.

O cálculo da propagação da órbita deve ser feita pelo elemento operações. Calculando a posição do satélite através de modelos matemáticos pode-se obter o tempo local da região que o satélite esta sobrevoando.

DESCRIÇÃO DO CENÁRIO OPERACIONAL

Durante o pré-lançamento

- ✓ O satélite como produto fica pronto para lançamento depois de passar pelo AIT no LIT/INPE, enquanto se prepara o segmento de solo, isto é, as estações terrenas do ITA/DCTA e Santa Maria ficam prontas para receber o comissionamento da missão.
- ✓ O satélite deve estar pronto para ser integrado com o dispositivo POD, e testes finais de aceitação do satélite são feitas.
- ✓ O satélite é transportado desde o LIT/INPE até o lugar de lançamento, mantendo o cuidado necessário seguindo alguma norma pertinente.
- ✓ É feita uma demonstração de todo o procedimento de operação do segmento de solo no ITA/DCTA. O segmento de solo deve estar pronto para operação.
- ✓ Levar o satélite até o veículo lançador, submetendo-o a todo o procedimento exigido pelas rotinas de lançamento, onde são feitos os testes finais e integração com o lançador.
- ✓ O satélite permanece em Estado Repouso.
- ✓ Integrar o satélite AESP14 com o dispositivo POD.
- ✓ Integrar o satélite (dentro do POD) com a carga útil primária.
- ✓ Integrar o satélite (dentro da carga primária) ao veículo lançador.
- ✓ Realizar a revisão de prontidão do lançamento.

Durante o lançamento

- ✓ Acontece o lançamento, o satélite passa por uma vibração característica desta etapa. O foguete passa pelos estágios do lançamento e finalmente chega à órbita prevista.
- ✓ Separação entre a carga útil primária (ejeção do satélite de grande dimensão) e o foguete.
- ✓ O satélite AESP14 continua em Estado Repouso.
- ✓ Separação da carga útil primária e a secundária, mediante o dispositivo POD.
- ✓ Inicialização dos sistemas a bordo do satélite para entrada em operação.

- ✓ O satélite AESP14 é ligado, opera em Estado Condicionamento.
- ✓ Abertura das antenas e de Sensores.
- ✓ A estação terrena recebe o sinal do *beacon* proveniente do satélite.
- ✓ O satélite está pronto para operação em órbita.

Durante a operação em órbita

- ✓ Nas primeiras órbitas o satélite realizar contato (telemetrias e telecomandos) com o segmento de solo, analisa-se as telemetrias de serviço para observar o estado do satélite.
- ✓ Logo a carga útil do Nanossatélite pode ser ativada.
- ✓ O satélite passa a Estado operacional, que se divide em 3 Modos:
 - Modo de Nominal
 - Modo Degradado
 - Modo Seguro
- ✓ Quando o satélite está Modo Nominal, a carga útil embarcada no satélite funciona segundo o roteiro da missão. Deve operar 60 dias.
- ✓ O satélite pode passar para Modo Seguro, quando as baterias têm pouca energia armazenada ou há problemas na recarga de energia, somente os sistemas críticos permanecem ligados.
- ✓ O satélite pode passar a Modo Degradado, quando algum subsistema não funciona corretamente, mas as telemetrias ainda funcionam corretamente.

Durante seu descarte

- ✓ O satélite foi projetado para o decaimento natural dentro do limite de 25 anos (órbitas até 800km). Nesta etapa o satélite não opera mais. O satélite é completamente desligado depois de finalizada a Missão.
- ✓ O satélite permanece em Estado Desligado para reentrada.

←----->

ANEXO D – REQUISITOS DE SISTEMA



PROGRAMA
PROGRAM

CUBESAT

DOCUMENTO/ DOCUMENT NO.

LIT21-AESP14-ES-004

PÁGINA / PAGE

VERSÃO / ISSUE

TÍTULO / TITLE

NANOSSATÉLITE AESP14:
 REQUISITOS DO SISTEMA

CÓDIGO / CODE A.P.

ESTE DOCUMENTO É DE PROPRIEDADE DO INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE NÃO PODENDO SER REPRODUZIDO, NO TODO OU EM PARTE, NEM TAMPOUCO TRANSMITIDAS SUAS INFORMAÇÕES A TERCEIROS SEM PRÉVIA AUTORIZAÇÃO DO INPE.

THIS DOCUMENT IS PROPERTY OF INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE, AND CAN NOT BE REPRODUCED OR COMMUNICATED TO ANY PERSON WITHOUT AUTHORIZATION.

PREPARADO POR / PREPARED BY

APROVADO POR / APPROVED BY

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME HERNÁN ZAMBRANO CARRERA
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME CARLOS DE OLIVEIRA LINO
 GERENTE DA QUALIDADE / LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME LUCAS COSTA
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME GEILSON LOUREIRO
 CHEFE LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME DATA/DATE



Sumário

1. INTRODUÇÃO.....	242
2. DOCUMENTOS	242
2.1. DOCUMENTO APLICÁVEL	242
2.2. DOCUMENTO REFERENCIAL	242
3. TERMOS E DEFINIÇÕES.....	242
3.1. TERMOS.....	242
3.2. ABREVIATURAS.....	243
4. CENÁRIOS OPERACIONAIS DO SISTEMA.....	244
5. AMBIENTE OPERACIONAL	247
6. CIRCUNSTÂNCIAS OPERACIONAIS DO SISTEMA.....	249
7. ANÁLISES DE ESTADOS E MODOS:	250
8. REQUISITOS DO SISTEMA (PRODUTO).....	254
9. REQUISITOS DO SISTEMA (ORGANIZAÇÃO).....	257

INTRODUÇÃO

Este documento apresenta os requisitos de sistema do projeto AESP14, contendo os cenários operacionais durante o ciclo de vida do Nanossatélite, mostrando o ambiente operacional e a análise de estados e modos do satélite. Finalmente é apresentada uma lista de requisitos obtidas através de um conjunto de análises, detalhadas neste documento, com a finalidade de satisfazer as necessidades do segmento usuário, em harmonia com os documentos de: Análise de Missão e Arquitetura da Missão, contidos em DA03 e DA04.

DOCUMENTOS

Documento Aplicável

DA01 ECSS-E-ST-10C (6 March 2009): Space Engineering.

DA02 LIT21-AESP14-ES-001. Nanossatélite AESP14: Análise de Stakeholders e Requisitos de Missão.

DA03 LIT21-AESP14-ES-002. Nanossatélite AESP14: Análise de missão.

DA04 LIT21-AESP14-ES-003. Nanossatélite AESP14: Descrição da Arquitetura Operacional da Missão.

DA05 ECSS-E-ST-10-06C (6 March 2009): Space engineering: Technical Requirements Specification.

Documento Referencial

DR01 ECSS-E-ST-10C (6March2009): Space Engineering.

DR02 Larson, Kirkpatrick, Sellers, Thomas and Verna. Applied Space Systems Engineering. Space Technology Series. Mc Graw Hill, 2009.

DR03 CubeSat Design Specification Ver. 12. The CubeSat Program, Cal Poly SLO. California Polytechnic State University.

DR04 Alunos de graduação do ITA do curso de Engenharia Aeroespacial, Turma AESP14: Antonio Agripino, Eduardo Jourdan, Tainã Alves, Leandro Scopel e Luiz Whitacker. Relatório: Requisitos do Sistema AESP14. São José dos Campos. 2012.

DR05 LIT21-LIT00-ES-004. Nanossatélite AESP14: Requisitos do Sistema.

TERMOS E DEFINIÇÕES

Termos

AX.25 – Um protocolo de comunicação amplamente utilizado em redes de rádio amador.

Componentes COTS – São os componentes "comerciais de prateleira" (ou commercialoff-the-shelf - COTS).

Down-link – Enlace de radio frequência para envio de telemetrias.

Up-link – Enlace de radio frequência para recepção de telecomandos.

Abreviaturas

LP – Langmuir Probe.

LEO – Low Earth Orbit.

POD – Picosatellite Orbital Deployer.

STK – Satellite Tool Kit.

CENÁRIOS OPERACIONAIS DO SISTEMA

São identificados sete cenários operacionais durante o ciclo de vida do satélite AESP14, mostram-se estes cenários na Figura 1.

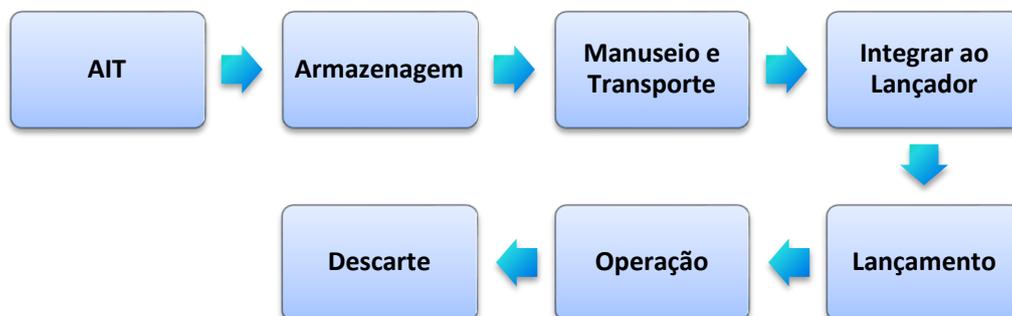


Figura 14: Cenários operacionais do sistema.

Passa-se a detalhar o contexto de cada cenário:

AIT

Aqui começa o ciclo de vida do satélite (produto). Ele foi montado, integrado e está sendo testado. Todo este procedimento de AIT será feito no LIT, dentro de um ambiente adequado. O satélite passa por testes funcionais e ambientais, estes testes serão detalhados na próxima fase do projeto.

Neste cenário já é possível definir alguns requisitos:

- O Nanossatélite deve ser montado, integrado e testado em território nacional.
- O Nanossatélite deve passar pelos testes pertinentes para atingir sua qualificação como produto espacial no LIT.
- O Nanossatélite deve seguir uma filosofia modular na integração de seus subsistemas.

Estes requisitos são classificados como do tipo: requisitos necessários de apoio logístico, requisitos de garantia do produto e requisitos de configuração do produto. Apresenta-se na Seção 8 todos os requisitos do sistema.

Em forma paralela, obtêm-se requisitos da organização necessária para o desenvolvimento do sistema espacial. A continuação mostra-se os requisitos gerados neste cenário. Na seção 9 apresentam-se todos os requisitos da organização.

- Alunos de pós-graduação devem ter capacidade de dirigir o desenvolvimento do nanossatélite.
- A organização deve permitir o acompanhamento do desenvolvimento por alunos de graduação.
- A equipe do projeto deve tomar como processo de referência a norma europeia ECSS para o desenvolvimento do nanossatélite.

- A organização de desenvolvimento deve ter/dominar o processo de Desenvolvimento do Produto Espacial, que por sua vez, deverá ser descrito por um aluno de pós-graduação.
- A organização de desenvolvimento deve prover a infraestrutura computacional (hardware e softwares) para os membros da equipe do projeto.
- A organização deve ser capaz de fabricar as partes mecânicas e placas eletrônicas de acordo com as restrições (qualidade e precisão) para desenvolvimento de produtos espaciais.
- A organização deve ser capaz de desenvolver e implementar o software do nanossatélite.
- A organização de desenvolvimento deve ter/dominar o processo de AIT, que por sua vez, deverá ser descrito por um aluno de pós-graduação.
- A organização deve ser capaz de montar e integrar o nanossatélite conforme suas características dimensionais e procedimentos de um produto espacial.
- A organização deve prover os meios de testes funcionais e ambientais do nanossatélite.
- A organização deve permitir o acompanhamento das etapas de AIT por alunos.
- A organização deve garantir a qualidade dos meios e procedimentos utilizados na realização das etapas de AIT.
- A organização deve disponibilizar relatórios resultantes de etapas de AIT.

Armazenagem

Logo que o satélite for completamente integrado, e ter passado os testes requeridos para sua verificação, ele fica pronto para voar e é levado para armazenagem até esperar a oportunidade de lançamento. Sua armazenagem acontece em uma sala limpa necessariamente, isto geraria o seguinte requisito importante:

- O Nanossatélite deve ser armazenado em um ambiente limpo de nível 100.000 ppm ou melhor.

O requisito anterior pertence o tipo: requisitos de garantia do produto. Apresenta-se na Seção 8 todos os requisitos do sistema.

A continuação mostra-se os requisitos da organização gerados neste cenário.

- A organização deve prover salas limpas para armazenagem de componentes, subsistemas ou o nanossatélite durante seu desenvolvimento.

Manuseio e Transporte

O manuseio do nanossatélite deve acontecer respeitando os cuidados mínimos para a conservação de um produto espacial, dentre eles o uso de pulseiras anti-estáticas, luvas, etc. isto gera o seguinte requisito:

- O Nanossatélite deve ser manuseado utilizando pulseiras anti-estáticas, luvas, e todos os cuidados de um produto espacial.

Da mesma forma o transporte deve acontecer mantendo os cuidados mínimos para a conservação de um produto espacial,

- O Nanossatélite deve ser transportado mantendo todos os cuidados mínimos de um produto espacial.

Estes requisitos (produto) pertencem o tipo: requisito necessário de apoio logístico.

A continuação mostra-se os requisitos da organização gerados neste cenário.

- A organização de transporte deve ser capaz de prover meios de avaliação e acompanhamento do transporte do nanossatélite.

Integrar ao Lançador

A integração do Nanossatélite AESP14 à carga útil primária e logo ao lançador acontecerá na base de lançamento, como o Nanossatélite foi fabricado utilizando componentes COTS, ele será integrado por meio de um dispositivo de qualificação espacial (o POD), este procedimento define grande quantidade de requisitos que são extraídos do documento: *CubeSat Design Specification* (DR03), estes requisitos envolvem a parte estrutural e também elétrico e eletrônico. Os requisitos são introduzidos no sistema de forma resumida:

- O Nanossatélite deve empregar componentes COTS na maioria de seus componentes.
- O Nanossatélite deve seguir as especificações técnicas do documento: *CubeSat Design Specification - C.D.S.*, referente a seu design e fabricação, para sua integração ao lançador por meio de um dispositivo POD.

O documento C.D.S. contempla todas as especificações necessárias para o desenvolvimento do nanossatélite, em forma muito clara. Estes requisitos são do tipo: Requisito de design.

Lançamento

Como ainda não foi definido o lançador, conseqüentemente ainda não esta definida a base de lançamento, a informação relativa a esta Seção é geral, mas para atender os requisitos dos possíveis lançadores definidos na análise da missão utiliza-se o documento *CubeSat Specification* DR03, que abrange também um grande numero de lançadores de CubeSats.

- O Nanossatélite deve atender os requisitos de compatibilidade do veículo lançador, não sendo definido um lançador deve-se utilizar às especificações do *CubeSat Design Specification - C.D.S.*

Este requisito é do tipo: Requisito ambiental. O requisito seguinte é do tipo: Requisito operacional.

- O Nanossatélite deve ser lançado antes de iniciar o mês de dezembro de 2014.

A continuação mostra-se os requisitos da organização gerados neste cenário:

- A organização de lançamento deve permitir o acompanhamento da campanha de lançamento pela equipe de projeto do nanossatélite.
- A organização de lançamento deve prover a colocação do nanossatélite em sua órbita nominal de operação.

Operação

Nesta etapa, o satélite encontra-se em órbita, e está funcionando segundo o plano de operação.

- O Nanossatélite deve permanecer operacional em órbita durante um período não menor de 60 dias.

Observa-se que esta etapa requer de maior análise que as anteriores, os seguintes itens entraram em mais detalhe respeito à definição de requisitos no cenário operacional.

A continuação mostra-se os requisitos da organização gerados neste cenário. Na seção 9 apresentam-se todos os requisitos da organização.

- A organização de operação da missão deve permitir que a realização das operações seja feita pela equipe de projeto do nanossatélite.

Descarte

Durante esta curta etapa se tem que atender as normas internacionais da ITU e IARU, estabelecidas para satélites em operação em órbita LEO. Como o nosso nanossatélite é projetado para ter uma reentrada por decaimento natural em menos de 25 anos, bastaria um requisito para satisfazer as normas, isto é:

- O Nanossatélite dever ser compatível com os efeitos geopotenciais da gravidade terrestre para seu descarte em órbita baixa LEO.

AMBIENTE OPERACIONAL

O Cenário de Operação pode dividir-se em varias etapas, em forma sequencial: ejeção na órbita e ligar o satélite, preparar para operação, entrar em operação, enviar telemetrias de teste, entrar em operação nominal e entrar em operação degrada.

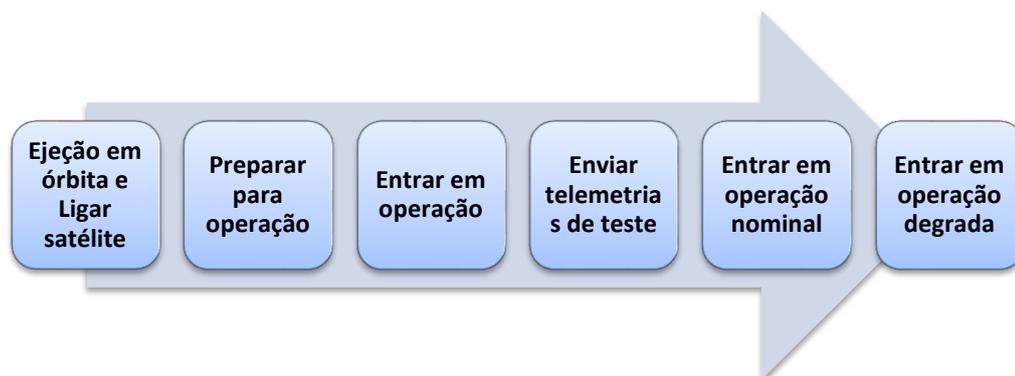


Figura 15: Etapas num Cenário Operacional.

A continuação observa-se com detalhe o satélite em Operação Nominal, no ambiente operacional, e definem-se requisitos desde esta análise. A continuação mostra-se um quadro de contexto do satélite em operação nominal.

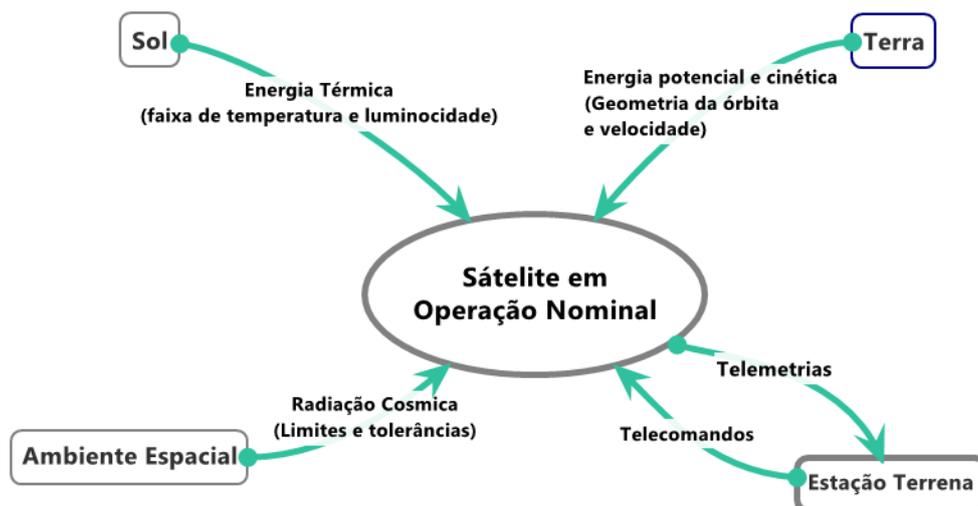


Figura 16: Satélite em operação nominal.

Os requisitos (garantia do produto) gerados desta análise são:

- O Nanossatélite deve satisfazer os requisitos da IARU, normas legais, para o uso das radiofrequências de comunicação.

Os requisitos ambientais gerados desta análise são:

- O Nanossatélite deve ser projetado para operar em órbita baixa LEO dentro de 350 a 700 km de altura sobre a superfície terrestre.
- O Nanossatélite deve estar protegido contra radiação cósmica do ambiente espacial de sua órbita.
- O Nanossatélite deve suportar temperaturas externas do ambiente espacial de sua órbita.

Os requisitos funcionais gerados desta análise são:

- O Nanossatélite deve realizar as medidas relativas à saúde de seus subsistemas.
- O Nanossatélite deve armazenar as medidas relativas à saúde de seus subsistemas.
- O Nanossatélite deve enviar informação relativa à saúde de seus subsistemas para o centro de operação durante cada conexão com a estação terrena.
- O Nanossatélite deve adquirir energia elétrica através de radiação solar.

Os requisitos operacionais gerados desta análise são:

- O Nanossatélite deve comunicar-se, enviar ou receber informação, utilizando uma radiofrequência destinada ao radioamadorismo.
- O Nanossatélite deve manter conexão com a estação terrena independente de sua atitude durante seu período de visitação.
- O Nanossatélite deve enviar toda informação armazenada apenas para estações terrenas sobre o território nacional.

A continuação mostra-se os requisitos da organização gerados neste cenário. Na seção 9 apresentam-se todos os requisitos da organização.

- A organização deve atender as restrições de comunicação solicitadas pela IARU o para coordenação da radio frequência de operação do nanossatélite.
- A organização de operação da missão deve ser capaz de receber e processar os dados do nanossatélite com o objetivo de validar a plataforma espacial.
- A equipe do projeto deve realizar simulações da operação do nanossatélite através de softwares especializados, como o STK ou StarMed.

CIRCUNSTÂNCIAS OPERACIONAIS DO SISTEMA

O Nanossatélite AESP14 vai operar em uma órbita LEO. Definem as seguintes circunstâncias de operação:

1. Circunstância 1: O satélite encontra-se em eclipse e em contato com a estação terrena, envia (ou recebe) informação.
2. Circunstância 2: O satélite encontra-se iluminado e em contato com a estação terrena, envia (ou recebe) informação.
3. Circunstância 3: O satélite encontra-se iluminado e não esta em contato com a estação terrena.
4. Circunstância 4: O satélite encontra-se em eclipse e não esta em contato com a estação terrena.

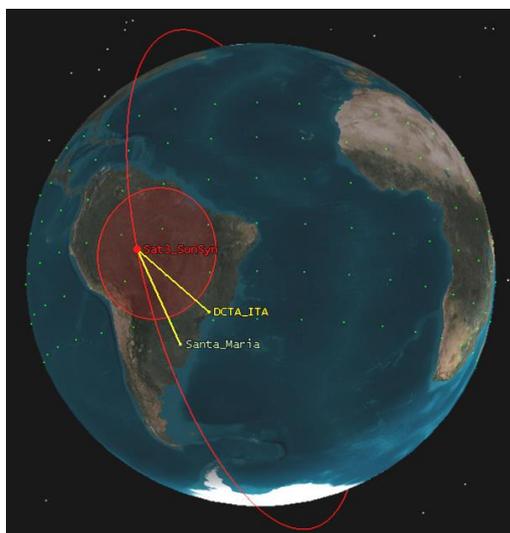


Figura 17: Circunstância 1 criada em STK.

Esta informação, sobre as circunstancias operacionais do nanossatélite, servirá para definir os estados e modos que o satélite deve possuir para seu funcionamento, considerando os riscos e mantendo uma margem de segurança adequada. No seguinte

item, definem-se os estados e modos do sistema espacial, isto é, o nanossatélite AESP14.

ANALISES DE ESTADOS E MODOS:

Os Estados de Operação do AESP14 são definidos da seguinte forma:

1. **Estado Repouso:** O satélite fica desligado, bateria desconectada, esperando ser ligado após de sair do dispositivo POD (ejeção).
2. **Estado Condicionamento:** O subsistema de energia é ligado. A antena é desdobrada. Demais subsistemas são ligados, o sistema de telecomunicação opera apenas enviando sinal de *beacon* (mensagem em código Morse). Decorrido o tempo de espera segundo normas, 30 minutos após ejeção, o subsistema de telecomunicações é chaveado para a máxima potência de operação (500mW).
3. **Estado Operacional:** O satélite esta operando em órbita, isto é, envia telemetrias (experimento e de serviço) e recebe telecomandos. O estado operacional pode ser dividido em 3 Modos: Nominal, Seguro e Degradado.
 - ❖ **Modo Nominal:** O nanossatélite é completamente ligado e são realizadas aquisições de dados, armazena os dados, transmite-os via telemetrias e recebe os telecomandos da estação terrena. O satélite opera em sua função principal de projeto. Considera-se o nível de bateria normal quando a bateria esta carregada acima de 50% de sua capacidade máxima.
 - ❖ **Modo Seguro:** Quando as baterias têm pouca energia armazenada ou há problemas de recarga de energia. Somente os subsistemas críticos permanecem ligados. Considera-se o nível de bateria baixa quando a bateria esta carregada abaixo de 20% de sua capacidade máxima.
 - ❖ **Modo Degradado:** Quando algum subsistema não funciona corretamente, mas as telemetrias ainda funcionam corretamente. Mantém-se em operação o satélite e fazem-se manobras para corrigir o problema. Neste estado pode-se realizar *upload* de novos *firmwares* para os subsistemas de computação de bordo.

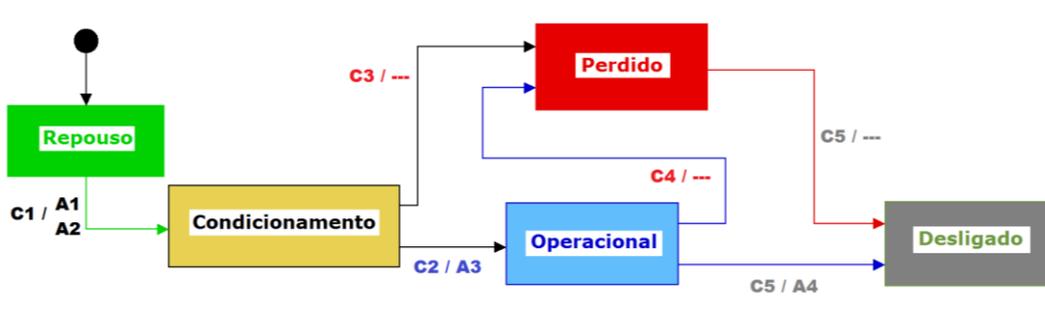


Figura 18: Estados de operação. (C=condição / A=Ação – Encontra-se na Tabela 1)

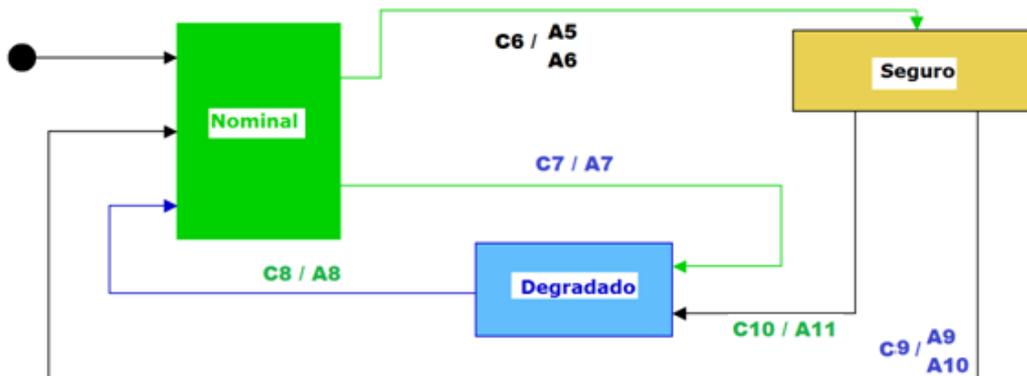


Figura 19: Modos de operação. (C=condição / A=Ação – Encontra-se na Tabela 1)

4. **Estado Perdido:** O satélite está em órbita, mas não mantém nenhum tipo de comunicação com as estações terrenas, aconteceu a perda de rastreabilidade.
5. **Estado Desligado:** Logo que o a plataforma do satélite foi validado e a carga útil não opera mais. O satélite é completamente desligado para sua reentra na atmosfera em um período máximo de 25 anos.

Tabela 4 – Estados e Modos do Sistema AESP14

	Estado	Condição	Próximo Estado	Ação
Estados do AESP14	Repouso	C1: Ejeção do satélite	Condicionamento	A1: Inicializar satélite A2: Enviar Morse
	Condicionamento	C2: 30' após separação	Operacional	A3: Habilitar potência máxima de transição RF
		C3: Perda de rastreabilidade	Perdido	_____
	Operacional	C4: Perda de rastreabilidade	Perdido	_____
		C5: TC desligar	Desligado	A4: Desligar satélite
	Perdido	C5: Esgotamento da bateria	Desligado	_____
Desligado				

Modos de Operação no estado Operacional	Nominal	C6: Nível de bateria baixo	Seguro	A5: Desativar subsistemas não críticos A6: Desabilitar TM de dados
		C7: Falha detectada	Degradado	A7: Desligar o subsistema em falha
	Degradado	C8: TC reset	Nominal	A8 Ligar o subsistema desligados
	Seguro	C9: Nível de bateria normal	Nominal	A9: Habilitar a ativação de subsistemas não críticos. A10: Habilitar TM de dados
		C10: Falha detectada	Degradado	A11: Desligar o subsistema em falha

Os requisitos operacionais gerados são listados, baseados na tabela anterior, na seguinte forma:

- O Nanossatélite deve ter um Estado Repouso.
- Ao mudar do Estado Repouso, para o Estado Condicionamento, o Nanossatélite deverá realizar a função Inicialização.
- Ao mudar do Estado Repouso, para o Estado Condicionamento, o Nanossatélite deverá transmitir uma mensagem ID (Beacon).
- Quando ocorrer a ejeção do satélite no Estado Repouso, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Condicionamento.
- O Nanossatélite deve ter um Estado Condicionamento.
- Ao mudar do Estado Condicionamento, para o Estado Operacional, o Nanossatélite deverá habilitar a potência máxima de transmissão.
- Quando ocorrer a perda de rastreabilidade no Estado Condicionamento, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Perdido.
- Quando ocorrer os 30 minutos após separação no Estado Condicionamento, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Operacional.
- O Nanossatélite deve ter um Estado Operacional.
- Quando ocorrer a perda de rastreabilidade no Estado Operacional, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Perdido.
- Ao mudar do Estado Operacional, para o Estado Desligado para Reentrada, o Nanossatélite deverá ser desligado.
- Quando ocorrer o TC desligar no Estado Operacional, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Desligado para Reentrada.
- O Nanossatélite deve ter um Estado Perdido.
- Quando ocorrer o esgotamento da bateria no Estado Perdido, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Desligado para Reentrada.
- O Nanossatélite deve ter um Estado Desligado para Reentrada.
- O Nanossatélite, quando se encontra em Estado Operacional, deve ter os seguintes modos: Modo Nominal, Modo Seguro, Modo Degradado.
- Ao mudar do Modo Nominal, para o Modo Seguro, o Nanossatélite deverá desativar os subsistemas não críticos.
- Ao mudar do Modo Nominal, para o Modo Seguro, o Nanossatélite deverá desabilitar os TM dos dados.
- Quando ocorrer o nível de bateria baixo no Modo Nominal, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Seguro.
- Ao mudar do Modo Nominal, para o Modo Degradado, o Nanossatélite deverá Desligar o subsistema em falha.
- Quando ocorrer alguma falha detectada no Modo Nominal, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Degradado.
- Ao mudar do Modo Degradado, para o Modo Nominal, o Nanossatélite deverá ligar os subsistemas desligados.
- Quando ocorrer a TC reset no Modo Degradado, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Nominal.
- Ao mudar do Modo Seguro, para o Modo Nominal, o Nanossatélite deverá habilitar a ativação dos subsistemas não críticos.



- Ao mudar do Modo Seguro, para o Modo Nominal, o Nanossatélite deverá habilitar as TM dos dados.
- Quando ocorrer o nível de bateria normal no Modo Seguro, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Nominal.
- Ao mudar do Modo Seguro, para o Modo Degradado, o Nanossatélite deverá desligar o subsistema em falha.
- Quando ocorrer alguma falha detectada no Modo Seguro, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Degradado.

REQUISITOS DO SISTEMA (Produto)

Código	Requisitos do Sistema AESP14	Origem
Recursos Necessários de Apoio Logístico		
2.01.001	O Nanossatélite deve ser montado, integrado e testado em território nacional.	1.01.001
2.01.002	O Nanossatélite deve ser manuseado utilizando pulseiras anti-estáticas, luvas, e todos os cuidados de um produto espacial.	1.01.001
2.01.003	O Nanossatélite deve ser transportado mantendo todos os cuidados mínimos de um produto espacial	1.01.001
Requisitos da Garantia do Produto		
2.02.001	O Nanossatélite deve passar pelos testes pertinentes para atingir sua qualificação como produto espacial no LIT.	1.01.001
2.02.002	O Nanossatélite deve ser armazenado em um ambiente limpo de nível 100.000 ppm ou melhor.	1.01.001
2.02.003	O Nanossatélite deve satisfazer os requisitos da IARU, normas legais, para o uso das radiofrequências de comunicação.	1.04.001
Requisitos de Design		
2.03.001	O Nanossatélite deve empregar componentes COTS na maioria de seus componentes.	1.04.002
2.03.002	O Nanossatélite deve seguir as especificações técnicas do documento: <i>CubeSat Design Specification - C.D.S (DR03)</i> , referente a seu design e fabricação, para sua integração ao lançador por meio de um dispositivo POD.	1.01.001
Requisitos Ambientais		
2.04.001	O Nanossatélite deve atender os requisitos de compatibilidade do veículo lançador, não sendo definido um lançador deve-se utilizar às especificações do <i>CubeSat Design Specification - C.D.S.</i>	1.03.002
2.04.002	O Nanossatélite deve ser compatível com os efeitos geopotenciais da gravidade terrestre para seu descarte em órbita baixa LEO.	1.04.001
2.04.003	O Nanossatélite deve ser projetado para operar em órbita baixa LEO dentro de 350 a 700 km de altura sobre a superfície terrestre.	1.01.001
2.04.004	O Nanossatélite deve estar protegido contra radiação cósmica do ambiente espacial de sua órbita.	1.01.001
2.04.005	O Nanossatélite deve suportar temperaturas externas do ambiente espacial de sua órbita	1.01.001
Requisitos Funcionais		
2.05.001	O Nanossatélite deve realizar as medidas relativas à saúde de seus subsistemas	1.01.001
2.05.002	O Nanossatélite deve armazenar as medidas relativas à saúde de seus subsistemas.	1.01.001

2.05.003	O Nanossatélite deve enviar informação relativa à saúde de seus subsistemas para o centro de operação durante cada conexão com a estação terrena.	1.01.001
2.05.004	O Nanossatélite deve adquirir energia elétrica através de radiação solar.	1.01.001
Requisitos de Configuração do Produto		
2.06.001	O Nanossatélite deve seguir uma filosofia modular na integração de seus subsistemas.	1.01.001
Requisitos Operacionais		
2.07.001	O Nanossatélite deve ser lançado antes de iniciar o mês de dezembro de 2014.	1.02.001
2.07.002	O Nanossatélite deve permanecer operacional em órbita durante um período não menor de 60 dias	1.02.002
2.07.003	O Nanossatélite deve comunicar-se, enviar ou receber informação, utilizando uma radiofrequência destinada ao radioamadorismo.	1.01.001
2.07.004	O Nanossatélite deve manter conexão com a estação terrena independente de sua atitude durante seu período de visitação.	1.01.001
2.07.005	O Nanossatélite deve enviar toda informação armazenada apenas para estações terrenas sobre o território nacional.	1.01.001
2.07.006	O Nanossatélite deve ter um Estado Repouso.	2.07.002
2.07.007	Ao mudar do Estado Repouso, para o Estado Condicionamento, o Nanossatélite deverá realizar a função Inicialização.	2.07.002
2.07.008	Ao mudar do Estado Repouso, para o Estado Condicionamento, o Nanossatélite deverá transmitir uma mensagem ID (Beacon).	2.07.002
2.07.009	Quando ocorrer a ejeção do satélite no Estado Repouso, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Condicionamento.	2.07.002
2.07.010	O Nanossatélite deve ter um Estado Condicionamento.	2.07.002
2.07.011	Ao mudar do Estado Condicionamento, para o Estado Operacional, o Nanossatélite deverá habilitar a potência máxima de transmissão.	2.07.002
2.07.012	Quando ocorrer a perda de rastreabilidade no Estado Condicionamento, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Perdido.	2.07.002
2.07.013	Quando ocorrer os 30 minutos após separação no Estado Condicionamento, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Operacional.	2.07.002
2.07.014	O Nanossatélite deve ter um Estado Operacional.	2.07.002
2.07.015	Quando ocorrer a perda de rastreabilidade no Estado Operacional, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Perdido.	2.07.002
2.07.016	Ao mudar do Estado Operacional, para o Estado Desligado para Reentrada, o Nanossatélite deverá ser desligado.	2.07.002
2.07.017	Quando ocorrer o TC desligar no Estado Operacional, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Desligado para Reentrada.	2.07.002
2.07.018	O Nanossatélite deve ter um Estado Perdido.	2.07.002
2.07.019	Quando ocorrer o esgotamento da bateria no Estado Perdido, o Nanossatélite deve mudar para o Estado Desligado para Reentrada.	2.07.002
2.07.020	O Nanossatélite deve ter um Estado Desligado para Reentrada.	2.07.002
2.07.021	O Nanossatélite, quando se encontra em Estado Operacional, deve ter os seguintes modos: Modo Nominal, Modo Seguro, Modo Degradado.	2.07.002



2.07.022	Ao mudar do Modo Nominal, para o Modo Seguro, o Nanossatélite deverá desativar os subsistemas não críticos.	2.07.002
2.07.023	Ao mudar do Modo Nominal, para o Modo Seguro, o Nanossatélite deverá desabilitar os TM dos dados.	2.07.002
2.07.024	Quando ocorrer o nível de bateria baixo no Modo Nominal, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Seguro.	2.07.002
2.07.025	Ao mudar do Modo Nominal, para o Modo Degradado, o Nanossatélite deverá Desligar o subsistema em falha.	2.07.002
2.07.026	Quando ocorrer alguma falha detectada no Modo Nominal, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Degradado.	2.07.002
2.07.027	Ao mudar do Modo Degradado, para o Modo Nominal, o Nanossatélite deverá ligar os subsistemas desligados.	2.07.002
2.07.028	Quando ocorrer a TC reset no Modo Degradado, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Nominal.	2.07.002
2.07.029	Ao mudar do Modo Seguro, para o Modo Nominal, o Nanossatélite deverá habilitar a ativação dos subsistemas não críticos.	2.07.002
2.07.030	Ao mudar do Modo Seguro, para o Modo Nominal, o Nanossatélite deverá habilitar as TM dos dados.	2.07.002
2.07.031	Quando ocorrer o nível de bateria normal no Modo Seguro, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Nominal.	2.07.002
2.07.032	Ao mudar do Modo Seguro, para o Modo Degradado, o Nanossatélite deverá desligar o subsistema em falha.	2.07.002
2.07.033	Quando ocorrer alguma falha detectada no Modo Seguro, o Nanossatélite deve mudar para o Modo Degradado.	2.07.002

REQUISITOS DO SISTEMA (Organização)

Código	Requisitos do Sistema	Origem
Organização de Desenvolvimento		
2.10.001	Alunos de pós-graduação devem ter capacidade de dirigir o desenvolvimento do nanossatélite.	1.05.002
2.10.002	A organização deve permitir o acompanhamento do desenvolvimento por alunos de graduação.	1.05.002
2.10.003	A equipe do projeto deve tomar como processo de referencia a norma europeia ECSS para o desenvolvimento do nanossatélite.	1.05.003
2.10.004	A organização de desenvolvimento deve ter/dominar o processo de Desenvolvimento do Produto Espacial, que por sua vez, deverá ser descrito por um aluno de pós-graduação.	1.05.004
2.10.005	A organização de desenvolvimento deve ter/dominar o processo de AIT, que por sua vez, deverá ser descrito por um aluno de pós-graduação.	1.05.004
2.10.006	A organização de desenvolvimento deve prover a infraestrutura computacional (hardware e softwares) para os membros da equipe do projeto	1.05.001
2.10.007	A organização deve atender as restrições de comunicação solicitadas pela IARU o para coordenação da radio frequência de operação do nanossatélite.	1.05.004
2.10.008	A equipe do projeto deve realizar simulações da operação do nanossatélite através de softwares especializados, como o STK ou StarMed	1.05.004
Organização de Produção		
2.11.001	A organização deve ser capaz de fabricar as partes mecânicas e placas eletrônicas de acordo com as restrições (qualidade e precisão) para desenvolvimento de produtos espaciais	1.05.001
2.11.002	A organização deve ser capaz de desenvolver e implementar o software do nanossatélite.	1.05.001
Organização de AIT		
2.12.001	A organização deve ser capaz de montar e integrar o nanossatélite conforme suas características dimensionais e procedimentos de um produto espacial.	1.05.005
2.12.002	A organização deve prover os meios de testes funcionais e ambientais do nanossatélite.	1.05.001
2.12.003	A organização deve permitir o acompanhamento das etapas de AIT por alunos.	1.05.002
2.12.004	A organização deve garantir a qualidade dos meios e procedimentos utilizados na realização das etapas de AIT.	1.05.001
2.12.005	A organização deve disponibilizar relatórios resultantes de etapas de AIT	1.05.007
Organização de Operações		

2.13.001	A organização de transporte deve ser capaz de prover meios de avaliação e acompanhamento do transporte do nanossatélite.	1.05.002
2.13.002	A organização de lançamento deve permitir o acompanhamento da campanha de lançamento pela equipe de projeto do nanossatélite.	1.05.002
2.13.003	A organização de lançamento deve prover a colocação do nanossatélite em sua órbita nominal de operação.	1.05.005
2.13.004	A organização de operação da missão deve permitir que a realização das operações seja feita pela equipe de projeto do nanossatélite.	1.05.006
2.13.005	A organização de operação da missão deve ser capaz de receber e processar os dados do nanossatélite com o objetivo de validar a plataforma espacial.	1.05.001

Organização de Treinamento e Suporte

2.14.001	A organização deve prover salas limpas para armazenagem de componentes, subsistemas ou o nanossatélite durante seu desenvolvimento.	1.05.001
2.14.002	A organização deve oferecer treinamento (e suporte logístico) à equipe do desenvolvimento do nanossatélite, isto é, aulas, mini-cursos, palestras, etc.	1.05.005

←----->

ANEXO E – ARQUITETURA DO SISTEMA E DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS



PROGRAMA
 PROGRAM

CUBESAT

DOCUMENTO/ DOCUMENT NO.

LIT21-AESP14-ES-005

PÁGINA / PAGE

VERSÃO / ISSUE

TÍTULO / TITLE

NANOSSATÉLITE AESP14:
 ARQUITETURA DO SISTEMA E
 DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS

CÓDIGO / CODE A.P.

ESTE DOCUMENTO É DE PROPRIEDADE DO INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE NÃO PODENDO SER REPRODUZIDO, NO TODO OU EM PARTE, NEM TAMPOUCO TRANSMITIDAS SUAS INFORMAÇÕES A TERCEIROS SEM PRÉVIA AUTORIZAÇÃO DO INPE.

THIS DOCUMENT IS PROPERTY OF INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE, AND CAN NOT BE REPRODUCED OR COMMUNICATED TO ANY PERSON WITHOUT AUTHORIZATION.

PREPARADO POR / PREPARED BY

APROVADO POR / APPROVED BY

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME HERNÁN ZAMBRANO CARRERA
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME CARLOS DE OLIVEIRA LINO
 GERENTE DA QUALIDADE / LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME CLEBER HOFFMANN
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME GEILSON LOUREIRO
 CHEFE LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME EDUARDO BÜRGER
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME LUCAS LOPES COSTA
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME DATA/DATE



Sumário

1. INTRODUÇÃO.....	262
2. DOCUMENTOS	262
2.1. DOCUMENTO APLICÁVEL	262
2.2. DOCUMENTO REFERENCIAL	262
3. TERMOS E DEFINIÇÕES.....	262
3.1. TERMOS.....	262
3.2. ABREVIATURAS.....	262
4. VISÃO GERAL DA ARQUITETURA.....	263
5. DESCRIÇÃO DOS ELEMENTOS DA ARQUITETURA E SUAS INTERFACES.....	264
5.1. ESTRUTURA MECÂNICA.....	264
5.2. SUPRIMENTO DE ENERGIA.....	264
5.3. TELEMETRIA E TELECOMANDO	265
5.4. COMPUTADOR DE BORDO	266
6. INTERFACE ENTRE SUBSISTEMAS	266
7. REQUISITOS DA INTERFACE ENTRE OS SUBSISTEMAS	269
8. REQUISITOS DE SUBSISTEMAS.....	271
9. DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS	275
9.1. ESTRUTURA MECÂNICA.....	275
9.2. SUPRIMENTO DE ENERGIA.....	278
9.3. COMPUTADOR A BORDO	280
9.4. SUBSISTEMA DE TELEMETRIA E TELECOMANDO.....	281

INTRODUÇÃO

Este documento apresenta a arquitetura do Nanossatélite AESP14, esta arquitetura satisfaz os requisitos do sistema apresentados no documento DA05. Mostram-se as características e a descrição dos elementos da arquitetura do sistema. Apresentam-se os requisitos de interface entre subsistemas, e também, os requisitos dos subsistemas do AESP14. Descreve-se a solução adotada para o sistema, isto é, cada subsistema a ser desenvolvido no projeto.

DOCUMENTOS

Documento Aplicável

DA01 ECSS-E-ST-10C (6 March 2009): Space Engineering.

DA02 LIT21-AESP14-ES-001. Nanossatélite AESP14: Análise de stakeholders e requisitos de missão.

DA03 LIT21-AESP14-ES-002. Nanossatélite AESP14: Análise de missão.

DA04 LIT21-AESP14-ES-003. Nanossatélite AESP14: Descrição da arquitetura operacional da missão.

DA05 LIT21-AESP14-ES-004. Nanossatélite AESP14: Requisitos do Sistema.

Documento Referencial

DR01 ECSS-E-ST-10C (6March2009): Space Engineering.

DR02 Larson, Kirkpatrick, Sellers, Thomas and Verna. Applied Space Systems Engineering. Space Technology Series. Mc Graw Hill, 2009.

DR03 Alunos de graduação do ITA do curso de Engenharia Aeroespacial, Turma AESP14: Antonio Agripino, Eduardo Jourdan, Tainã Alves, Leandro Escopel e Luiz Whitacker. Relatório: Arquitetura do Sistema AESP14. São José dos Campos. 2012.

DR04 LIT21-LIT00-ES-005. Nanossatélite AESP14: Arquitetura do sistema e descrição dos subsistemas

TERMOS E DEFINIÇÕES

Termos

AX.25 – Um protocolo de comunicação amplamente utilizado em redes de rádio amador.

Down-link – Enlace de radio frequência para envio de telemetrias.

Up-link – Enlace de radio frequência para recepção de telecomandos.

Abreviaturas

INPE – Instituto Nacional de Pesquisa Espacial.

P-POD – Poly Picosatellite Orbital Deployer.

VISÃO GERAL DA ARQUITETURA

Apresenta-se a arquitetura final do satélite AESP14 na Figura 3, o satélite é composto por quatro subsistemas, a plataforma é descrita a continuação:

1. Suprimento de Energia: painéis solares, conversores DC/DC e baterias;
2. Computador de bordo: microprocessador, armazenamento de dados.
3. Telemetria e telecomando: modulador e demodulador de rádio frequência, codificador e decodificador de protocolo AX.25.
4. Estrutural mecânica e controle térmico: fixação dos subsistemas eletrônicos, aquecedores e isoladores térmicos.

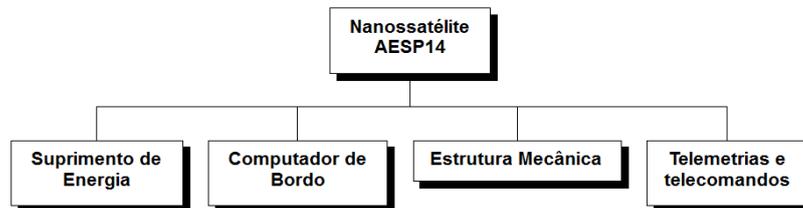


Figura 20: Árvore do Produto.

O Nanossatélite no espaço é apresentado na Fig. 2, obtida através de um programa CAD, na figura é possível observar as antenas, e também os painéis solares nas faces do satélite AESP14, com formato de CubeSat 1U.



Figura 21: Desenho 3D do satélite AESP14 em operação.

DESCRIÇÃO DOS ELEMENTOS DA ARQUITETURA E SUAS INTERFACES

Os elementos da arquitetura do sistema, os subsistemas, e suas interfaces são apresentados na Figura 3, a continuação será descrito cada elemento e a interação entre elas.

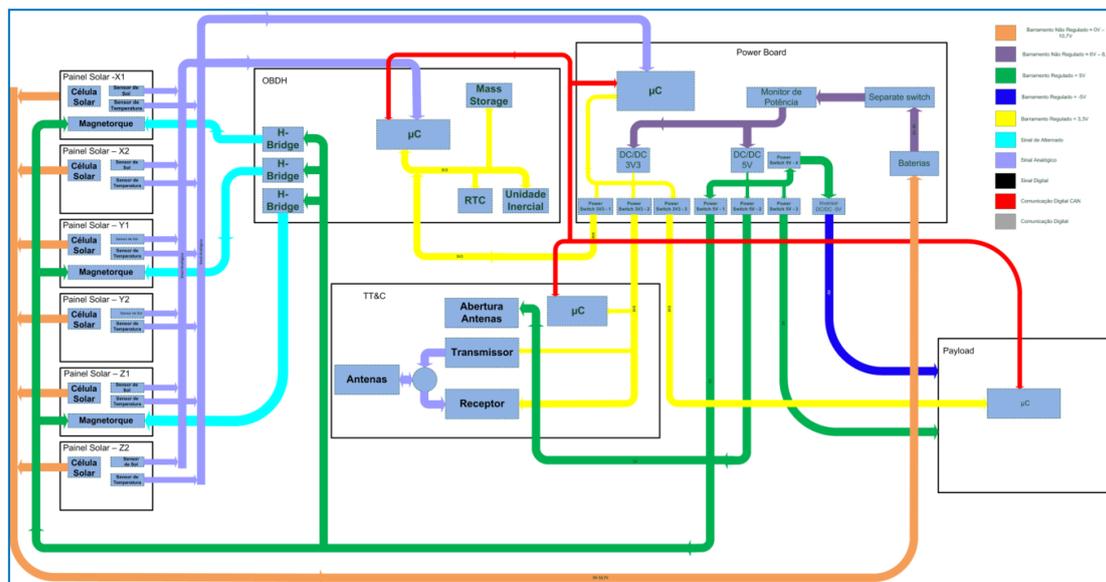


Figura 22: Arquitetura do CubeSat AESP14.

Estrutura Mecânica

A estrutura mecânica será desenvolvida utilizando uma liga de alumínio 7065 T6, material muito utilizado na indústria aeroespacial, é necessário que as partes da coluna sejam anodizadas devido a requisitos estruturais para uso do dispositivo POD. A estrutura terá uma filosofia modular, ilustrada na Fig. 4.

A estrutura deve dar suporte a todos os outros subsistemas, a onde sua interface é completamente mecânica.

A estrutura deve ser projetada considerando o balanço térmico do satélite, por geometria, distribuição de massa e material isolante, isto implica um controle térmico passivo.

Suprimento de Energia

Este subsistema é composto por painéis solares em cada face do satélite, duas baterias de lition-ion, além de um circuito eletrônico para controle da distribuição de energia. Observam-se as baterias e seus suportes mecânicos na Figura 5.

O subsistema recebe energia dos painéis solares e provê energia para si e para os outros subsistemas, isto é, computador de bordo e telemetria e telecomando. Este subsistema gerencia a intensidade de corrente e tensão distribuídas aos outros subsistemas.



Figura 23: Estrutura Mecânica do AESP14.

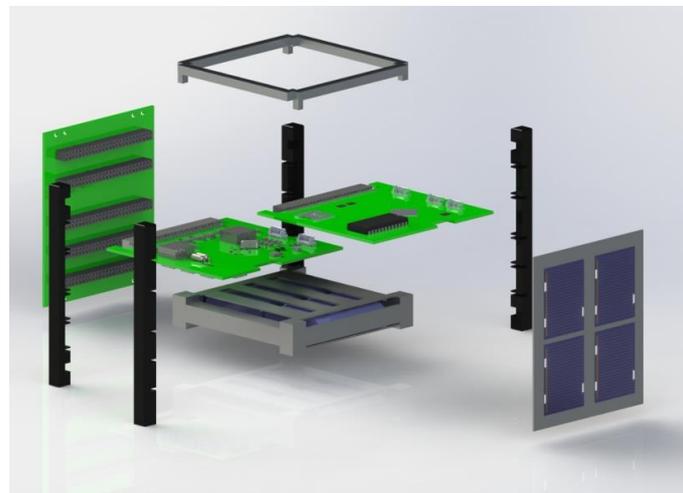


Figura 24: Diagrama explodido do satélite AESP14

1.2. **Telemetria e telecomando**

Este subsistema é encarregado de enviar telemetrias e receber telecomandos desde a estação terrena. As informações devem ser codificadas e decodificadas em protocolo AX.25, quando receber algum telecomando deve encaminhá-la ao subsistema de computador de bordo para seu gerenciamento respectivo. Este subsistema opera a uma radio frequência de 435 MHz tanto para *uplink* quando para *dowlink*, frequência destinada para radioamadorismo.

Este subsistema recebe energia do subsistema de suprimento de energia, e também recebe informação dos dados armazenados (telemetrias) no computador a bordo, e envia os dados para fora do sistema, isto é, às estações terrenas.

1.3. **Computador de bordo**

O computador de bordo vai gerenciar todos os subsistemas. Tem por objetivo processar as informações recebidas ou a serem enviadas para a terra, assim como as informações internas ao satélite.

Este subsistema armazena dados medidos, dados da saúde dos subsistemas (telemetrias). Logo, envia os dados armazenados para o subsistema de telemetria e telecomandos com a finalidade de ser transmitidos às estações terrenas, recebe os telecomandos para alguma ação corretiva no sistema, e algumas ações são feitas de forma autônoma. E finalmente acompanha a distribuição de tensão de parte do subsistema de suprimento de energia.

2. INTERFACE ENTRE SUBSISTEMAS

As Figuras 6 até 11 mostram cada subsistema e suas interfaces respectivas com os outros subsistemas do satélite.

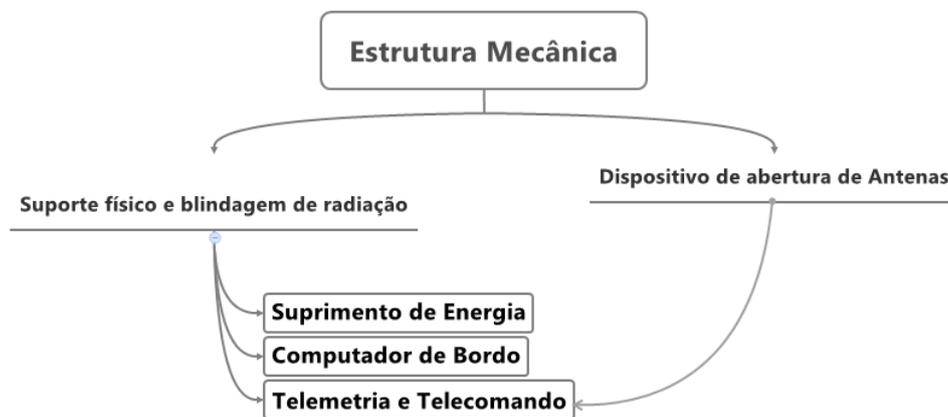


Figura 25 – Diagrama de interface do subsistema estrutural.

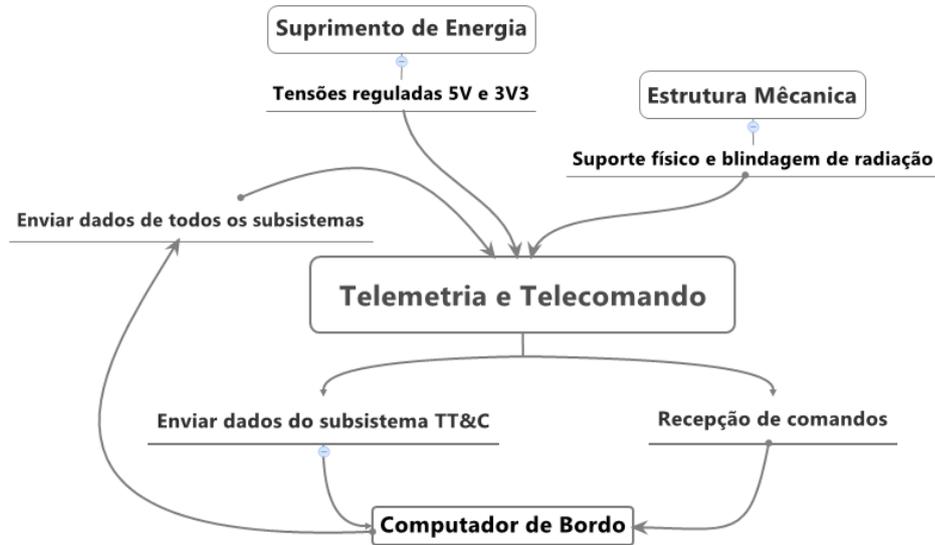


Figura 26 – Diagrama de interface do subsistema TT&C.

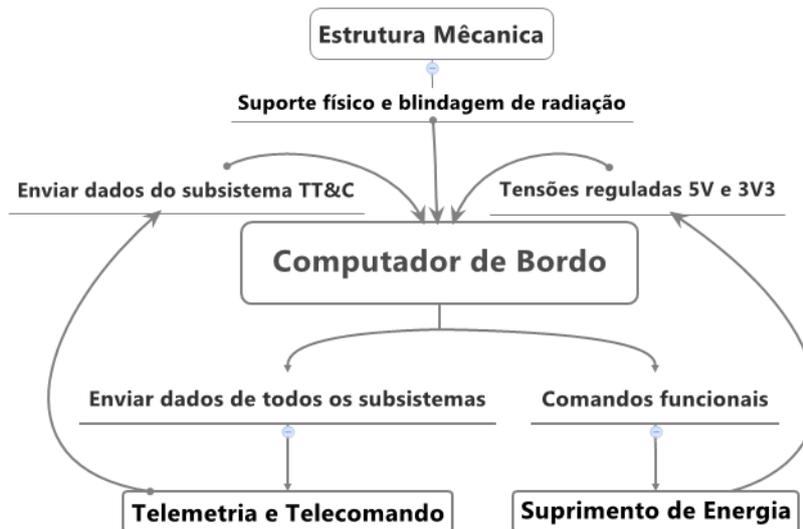


Figura 27 – Diagrama de interface do subsistema OBDH.

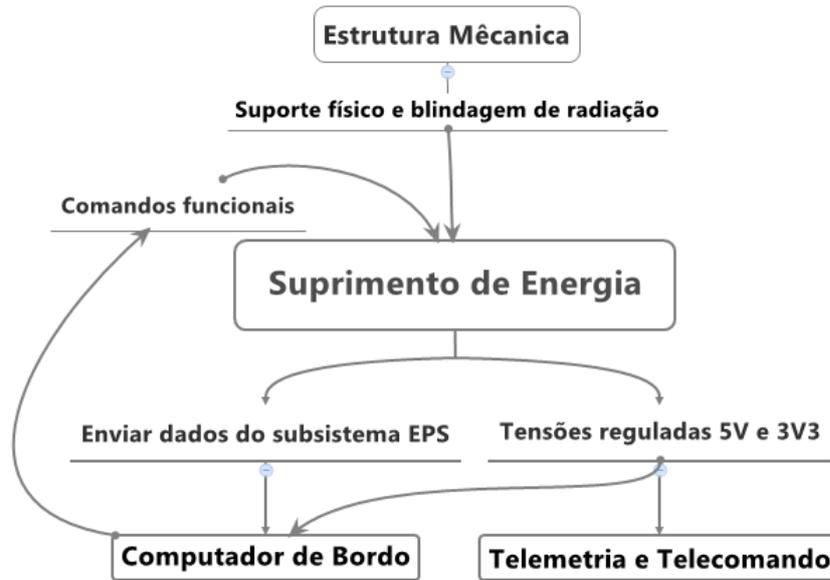


Figura 28 – Diagrama de interface do subsistema EPS.

Em seguida, apresenta-se a lista de requisitos de interface na Seção 7.

REQUISITOS DA INTERFACE ENTRE OS SUBSISTEMAS

Código	Requisitos de Interface	Origem
EPS (Suprimento de Energia)		
3.01.001	O EPS deve transmitir uma tensão regulada em 5V, fornecer energia, para os subsistemas: OBDH e TT&C.	2.05.004
3.01.002	O EPS deve transmitir uma tensão regulada em 3V3, fornecer energia, para os subsistemas: OBDH e TT&C.	2.05.004
3.01.003	O EPS deve transmitir informação sobre suas medidas de serviço (tensão, corrente e temperatura) para o subsistema OBDH.	2.05.001
3.01.004	O EPS deve receber suporte estrutural, estabilidade física, e blindagem contra radiação do subsistema estrutural.	3.04.001
3.01.005	O EPS deve receber comandos funcionais, de controle de potência, do subsistema OBDH.	3.02.001
OBDH (Computador de Bordo)		
3.02.001	O OBDH deve transmitir comandos funcionais de controle de potência para o EPS.	2.05.004
3.02.002	O OBDH deve transmitir as medidas de serviço de todos os subsistemas para o subsistema TT&C.	2.05.001
3.02.003	O OBDH deve receber uma tensão regulada em 5V do subsistema EPS.	3.01.001
3.02.004	O OBDH deve receber uma tensão regulada em 3V3 do subsistema EPS.	3.01.002
3.02.005	O OBDH deve receber informação sobre medidas de serviço do subsistema EPS.	3.01.003
3.02.006	O OBDH deve receber informação sobre medidas de serviço do subsistema TT&C.	3.03.001
3.02.007	O OBDH deve receber suporte estrutural, estabilidade física, e blindagem contra radiação do subsistema estrutural.	3.04.001
3.02.008	O OBDH deve receber os telecomandos de subsistema TT&C.	3.03.002
TT&C (Telemetria e Telecomando)		
3.03.001	O TT&C deve transmitir informação sobre suas medidas de serviço (tensão, corrente e temperatura) para o subsistema OBDH.	2.05.001
3.03.002	O TT&C deve transmitir os telecomandos para o subsistema OBDH.	2.07.003
3.03.003	O TT&C deve receber uma tensão regulada em 5V do subsistema EPS.	3.01.001
3.03.004	O TT&C deve receber uma tensão regulada em 3V3 do subsistema EPS.	3.01.002
3.03.005	O TT&C deve receber as medidas de serviço de todos os subsistemas desde o subsistema OBDH.	3.02.002
3.03.006	O TT&C deve receber suporte estrutural, estabilidade física, e blindagem contra radiação do subsistema estrutural.	3.04.001
Estrutural (Estrutura Mecânica)		
3.04.001	O subsistema Estrutural deve transmitir estabilidade física, fornecer suporte estrutural, e blindagem contra radiação para os subsistemas: OBDH, EPS e TT&C.	2.03.002



Matriz de requisitos de interfase entre subsistemas:

Subsistemas	EPS	OBDH	TT&C	Estrutural
EPS	EPS	3.01.001 3.01.002 3.01.003 3.01.005	3.01.001 3.01.002	3.01.004
OBDH	3.02.001 3.02.003 3.02.004 3.02.005	OBDH	3.02.002 3.02.006 3.02.008	3.02.007
TT&C	3.03.003 3.03.004	3.03.001 3.03.002 3.03.005	TT&C	3.03.006
Estrutural	3.04.001	3.04.001	3.04.001	Estrutural

3. REQUISITOS DE SUBSISTEMAS

Uma vez definido as interfaces entre os subsistemas, seguindo o procedimento de engenharia de sistemas, passa-se a realizar uma lista de requisitos para cada subsistema que irá compor o sistema espacial, isto é, o Nanossatélite. Na Seção 5 encontra-se uma descrição dos subsistemas, lembrando o fato que este projeto também utiliza o método de engenharia inversa a partir de um padrão *CubeSat*, então os subsistemas permanecem dentro de um “Canon” estabelecido para sistemas espaciais.

Utilizando o mesmo procedimento feito no caso dos requisitos do Sistema, adotando certas simplificações, realizaram-se os seguintes passos: Para iniciar a lista de requisitos dos subsistemas, realiza-se uma árvore funcional e conseqüentemente um árvore do produto, que deverá guardar harmonia com as funções alocadas da árvore funcional na árvore do produto, Na Figura 10 mostra-se o diagrama descritivo do satélite e alocação funcional a seus subsistemas.

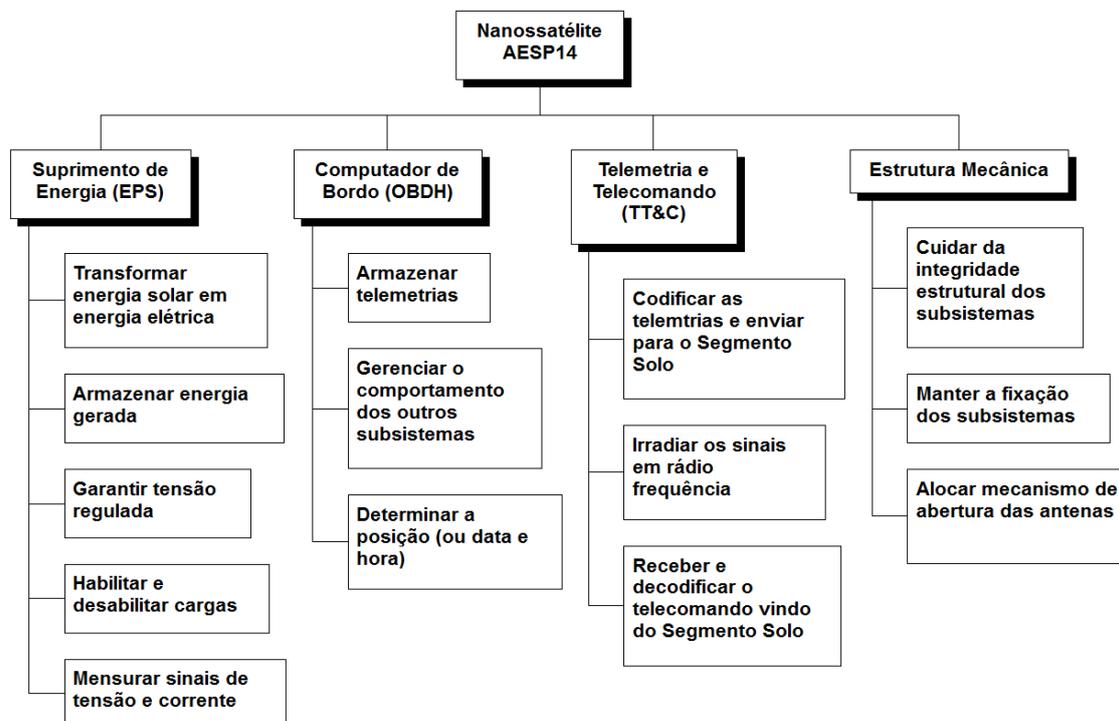


Figura 29. Alocação funcional a cada subsistema do satélite.

A continuação mostram-se as funções em todos os subsistemas, de forma a alocá-las dentro dos componentes de cada subsistema.

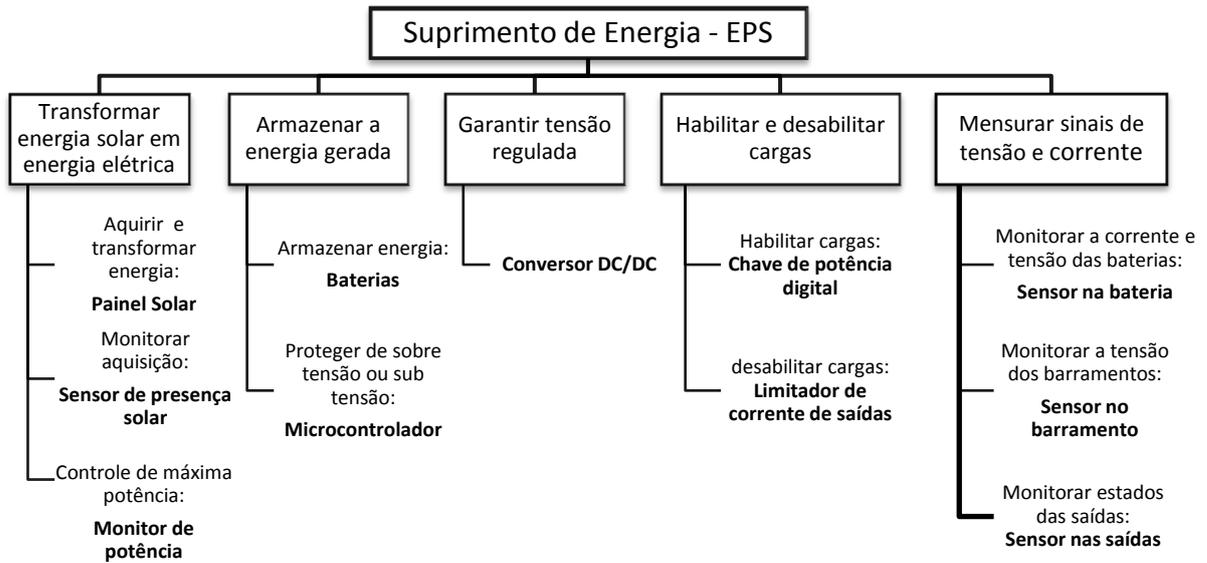


Figura 30. Alocação funcional aos componentes do subsistema de suprimento de energia.

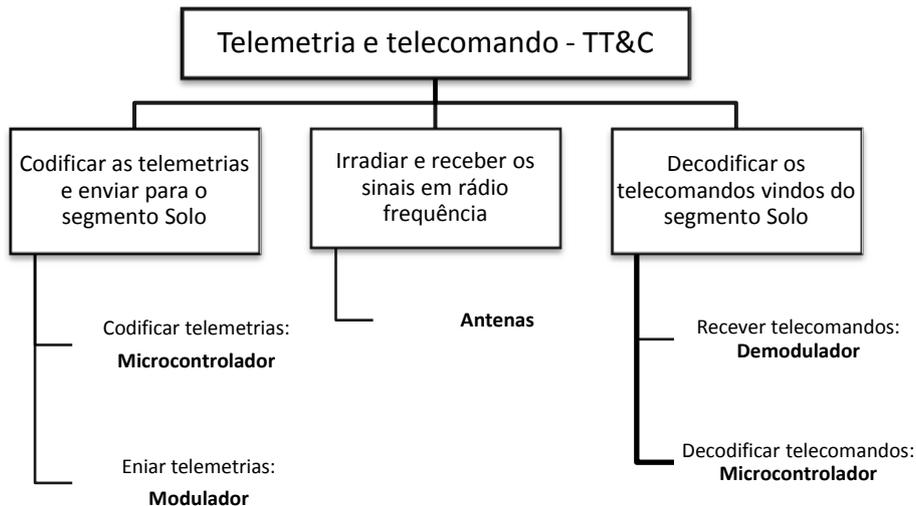


Figura 31. Alocação funcional aos elementos físicos do subsistema de telemetria e telecomando.

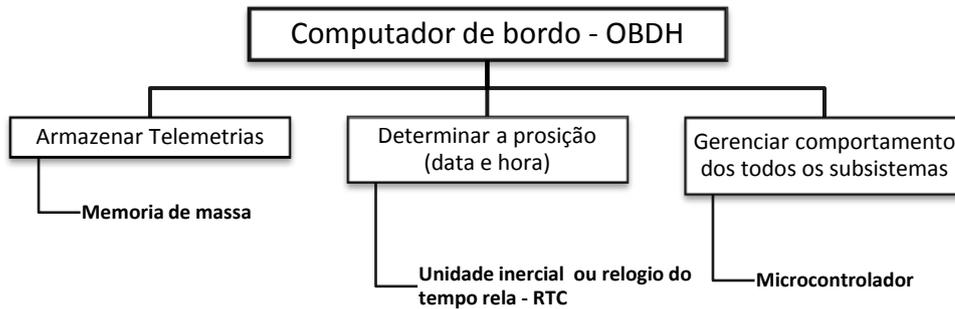


Figura 32. Alocação funcional aos elementos físicos do subsistema de computador de bordo.



Figura 33. Alocação funcional aos elementos físicos do subsistema de controle térmico e estrutural

A continuação apresenta-se uma lista dos requisitos de cada subsistema, estes requisitos são o resultado da análise funcional e não funcional, e a análise da árvore do produto considerando componentes dos subsistemas. Finalmente, as figuras anteriores ajudaram muito no desenvolvimento dos requisitos apresentados a continuação:

Código	Requisitos de Subsistemas	Origem
EPS (Suprimento de Energia)		
4.01.001	O EPS deve converter a radiação solar em energia elétrica.	2.05.004
4.01.002	O EPS deve armazenar a energia convertida.	2.05.004
4.01.003	O EPS deve fornecer tensões reguladas para os demais subsistemas.	3.01.001
4.01.004	O EPS deve ativar e desativar os subsistemas quando necessário.	2.07.002
4.01.005	O EPS deve limitar a corrente e proteger os subsistemas de <i>latch-up</i> .	2.07.002
4.01.006	O EPS deve medir tensões e correntes dos conversores DC/DC e das saídas.	3.01.003



4.01.007	O EPS deve possuir as dimensões necessárias para ser fixado na estrutura do cubesat.	3.04.001
4.01.008	O EPS deve atender os requisitos de compatibilidade eletromagnética do veículo lançador.	2.04.001
4.01.009	O EPS deve atender as especificações de vibração do veículo lançador.	2.04.001
4.01.010	O EPS deve ser destruído durante reentrada em órbita terrestre.	2.04.002
4.01.011	O EPS deve permanecer completamente desligado durante o lançamento.	2.04.001
4.01.012	O EPS deve iniciar seu funcionamento quando o modo de operação de condicionamento começar.	2.07.002
4.01.013	O EPS deve fornecer potência máxima para as antenas somente após 30 minutos do início do modo de operação de condicionamento.	2.07.002
4.01.014	O EPS deve desativar os subsistemas que sejam demandados pelo modo de operação seguro.	2.07.002
4.01.015	O EPS deve estar completamente desligado ao final da vida útil do nanossatélite.	2.07.002
4.01.016	O EPS deve ser projetado para ter uma configuração modular.	2.06.001
4.01.017	O EPS deve ser projetado com o maior número de componentes COTS possível.	2.03.001

OBDH (Computador de Bordo)

4.02.001	O OBDH deve armazenar todas as telemetrias de serviço dos subsistemas.	2.05.002
4.02.002	O OBDH deve permitir a atualização de seus <i>firmwares</i> via telecomandos durante sua operação em órbita.	2.07.002
4.02.003	O OBDH deve fornecer as telemetrias de serviço, informando sobre a saúde de seus subsistemas.	2.07.002
4.02.004	O OBDH deve ser capaz de solicitar o acionamento e o desacionamento dos subsistemas.	2.07.002
4.02.005	O OBDH deve possuir as dimensões necessárias para ser fixado na estrutura do cubesat.	3.04.001
4.02.006	O OBDH deve atender os requisitos de compatibilidade eletromagnética do veículo lançador	2.04.001
4.02.007	O OBDH deve atender as especificações de vibração do veículo lançador.	2.04.001
4.02.008	O OBDH deve ser destruído durante reentrada em órbita terrestre.	2.04.002
4.02.009	O OBDH deve corrigir durante o modo de operação degradado possíveis falhas de subsistemas.	2.07.002
4.02.010	O OBDH deve ser projetado para ter uma configuração modular.	2.06.001
4.02.011	O OBDH deve ser projetado com o maior número de componentes COTS possível.	2.03.001

TT&C (TMTC)

4.03.001	O TT&C deve enviar todas as telemetrias às estações terrenas.	2.05.003
4.03.002	O TT&C deve operar em frequência de rádio amador para envio das telemetrias.	2.02.003
4.03.003	O TT&C deve operar em frequência de rádio amador para os telecomandos.	2.02.003
4.03.004	O TT&C deve codificar as telemetrias utilizando o protocolo de comunicação de rádio amador AX.25	2.07.003
4.03.005	O TT&C deve transmitir telemetrias em máxima potência somente após 30 minutos da separação (ejeção) do dispositivo POD.	2.04.001
4.03.006	O TT&C deve possuir as dimensões necessárias para ser fixado na estrutura do cubesat.	3.03.006
4.03.007	O TT&C deve atender os requisitos de compatibilidade eletromagnética do veículo lançador.	2.04.001
4.03.008	O TT&C deve possuir antenas distribuídas capazes de comunicar-se com as estações	2.07.001

	terrenas independente da atitude do nanossatélite.	
4.03.009	O TT&C deve atender as especificações de vibração do veículo lançador.	2.04.001
4.03.010	O TT&C deve ser destruído durante reentrada em órbita terrestre.	2.04.002
4.03.011	O TT&C deve ser projetado para ter uma configuração modular.	2.06.001
4.03.012	O TT&C deve ser projetado com o maior número de componentes COTS possível.	2.03.001

Estrutural (Estrutura Mecânica)

4.05.001	A Estrutura Mecânica deve proteger todos os componentes, especialmente os COTS, contra a radiação cósmica do ambiente espacial em sua órbita.	2.04.004
4.05.002	A Estrutura Mecânica deve dar suporte a todos os subsistemas durante o lançamento e operação em órbita.	3.04.001
4.05.003	A Estrutura Mecânica deve fornecer dispositivos para a abertura das antenas.	2.03.002
4.05.004	A Estrutura Mecânica deve ser destruída durante reentrada em órbita terrestre.	2.04.002
4.05.005	A Estrutura Mecânica ser projetado para ter uma configuração compatível com a configuração modular dos subsistemas.	2.06.001
4.05.006	A Estrutura Mecânica deve manter uma dimensão externa de 100 x 100 x 113,5 (+/-0,1) milímetros.	2.03.002
4.05.007	Deve atender os requisitos da filosofia de projeto do tipo Cubesat de 1U - C.D.S.	2.03.002

4. DESCRIÇÃO DOS SUBSISTEMAS

A utilização de engenharia de sistemas em um projeto faz com que a arquitetura física seja resultado do desdobramento sistemático dos requisitos de *Stakeholders*. Visto que o AESP-14 almeja entre outros objetivos, a criação de um modelo sistêmico de aplicação de Engenharia de Sistemas em nanossatélites, e tal estudo encontra-se em fase de desenvolvimento, a estrutura mecânica não foi concebida pelos meios tradicionais. Ela foi desenvolvida com base nos requisitos do subsistema estrutural (conteúdo no documento DA05) e análise de projetos estruturais *CubeSat* bem sucedidos de universidades, centros acadêmicos e empresas especializadas.

Nesta Seção descrevem-se os subsistemas do Nanossatélite AESP14:

4.1. Estrutura Mecânica

As peças são de Alumínio Al6061-T6. O subsistema é composto pelas seguintes partes estruturais:

Costelas

Esta peça possui a finalidade de fixar as placas de painéis solares, garantir a dimensão entre as extremidades do nanossatélite. Para realizar a montagem da estrutura completa, são necessárias 2 peças deste componente.

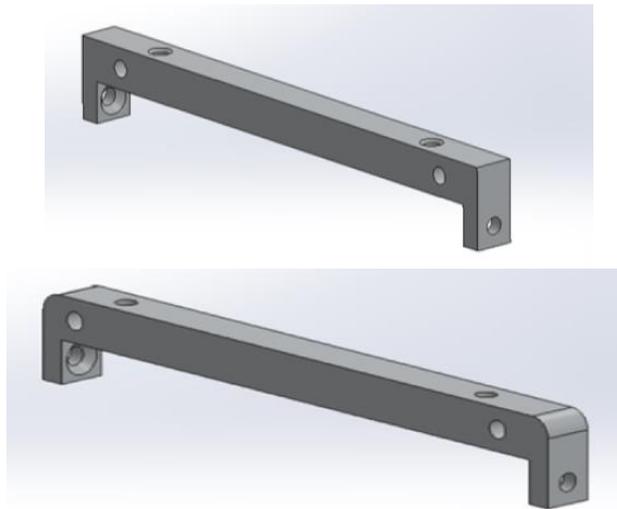


Figura 34 - Costela superior e costela inferior.

Trilhos

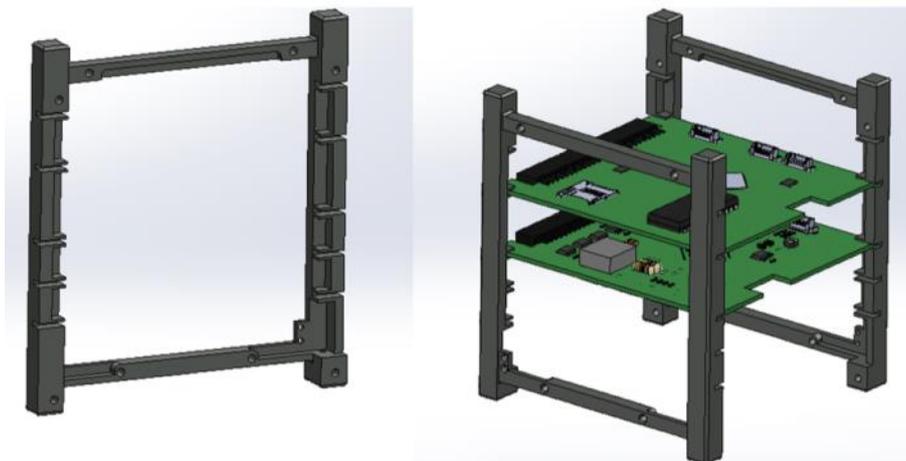


Figura 35 – Trilhos e o encaixe das PCBs.

Esta peça possui a finalidade de fixar as placas de circuito impresso, através de ranhuras. Também possui a finalidade de fixar o mecanismo da chave de separação. Estas estruturas recebem um tratamento superficial deixando o material mais resistente. Para realizar a montagem da estrutura completa são necessárias 2 peças deste componente.

Placas Solares

Esta peça possui a função de fixar as células solares, e fechamento do nanossatélite. São utilizados 3 tipos diferentes.

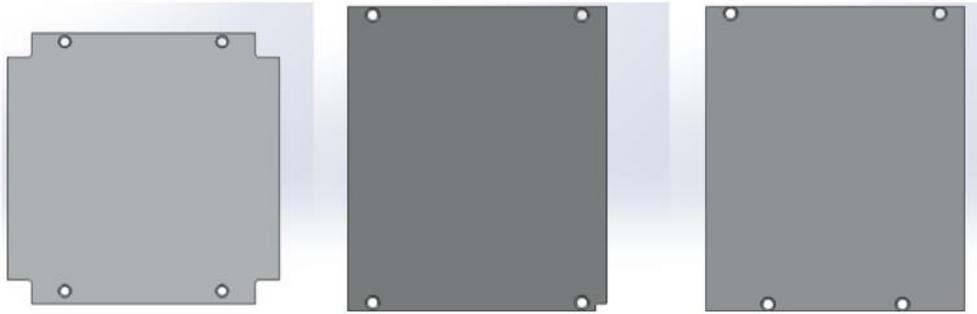


Figura 36 – Formatos de placas laterais.

Mecanismo Kill Switch:

O Kill Switch informa o OBDH que o satélite já foi ejetado, permitindo a temporização para inicialização de todos os subsistemas.

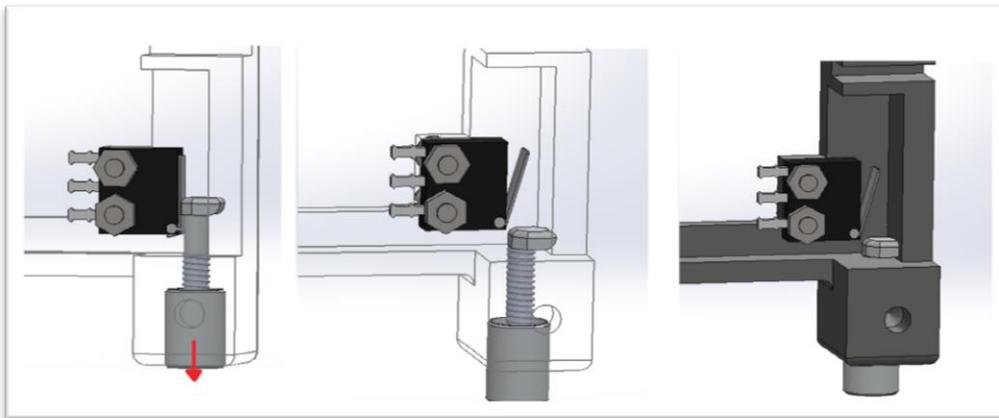


Figura 37 – Funcionamento do mecanismo *Kill Switch*.

Mecanismo de antenas

O mecanismo de antenas será o produto da reengenharia do modelo COTS da ISIS. Os dois pares de antenas são armazenadas enroladas, presas por um fio de nylon. Quando solicitada a ejeção, uma resistência (sistema redundante) derrete o fio, liberando as antenas.

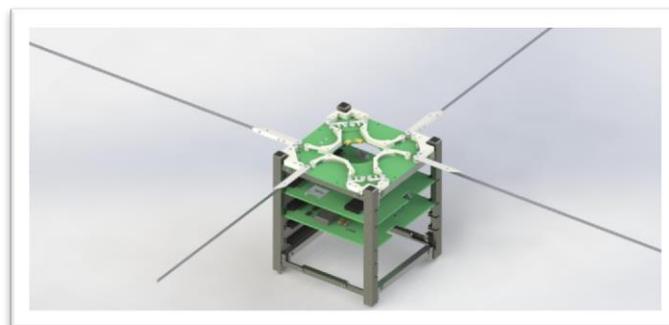


Figura 38 – Dispositivo de ejeção de antenas.

Finalmente, apresenta-se o subsistema estrutural totalmente montado.



Figura 39 – Estrutural Mecânica do nanossatélite.

4.2. **Suprimento de Energia**

O subsistema de suprimento de energia é composto pelas seguintes partes apresentadas na Fig.21.

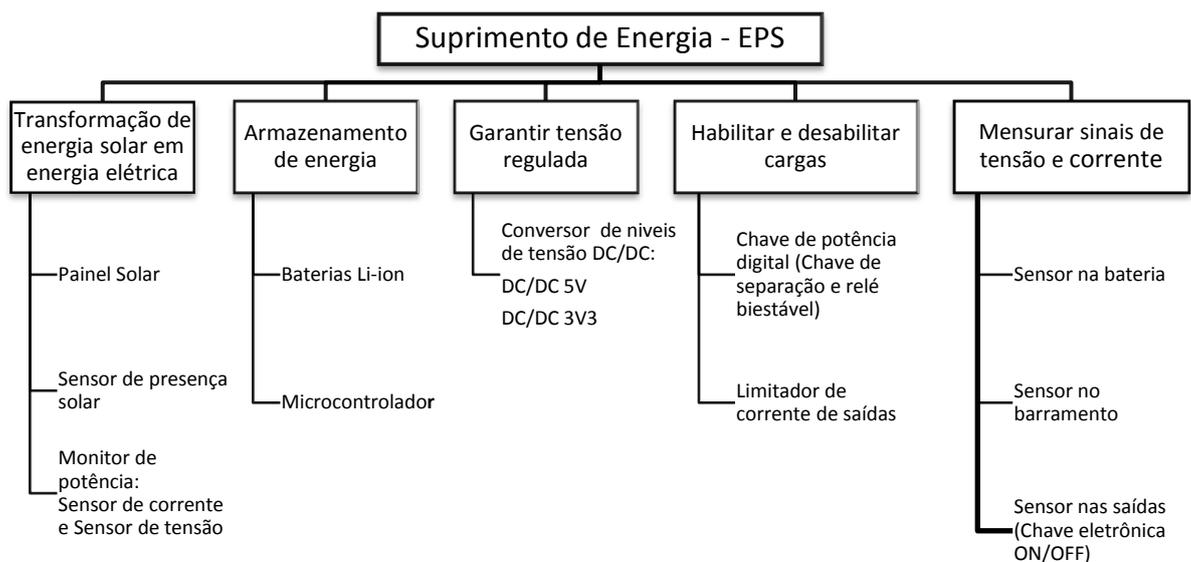


Figura 40 – Estrutura de alocação funcional do subsistema de suprimento de energia.

A seguir são detalhadas as partes do subsistema de suprimento de energia:

Chave de Separação

Esta peça tem a funcionalidade de ativar o nanossatélite quando o mesmo for ejetado do dispositivo de lançamento. Para compor o subsistema de suprimento de energia, serão utilizadas duas chaves eletrônicas ligadas em paralelo.



Relé Biestável

Esta peça tem a funcionalidade de garantir o funcionamento do nanossatélite após as chaves de separação forem acionadas. Para compor o subsistema de suprimento de energia, será utilizada uma peça ligada em paralelo com as chaves de separação.

Bateria de Li-Ion

Esta peça tem a funcionalidade de armazenar a energia gerada pelos painéis solares e, quando o nanossatélite estiver em eclipse, a energia para os demais subsistemas será fornecida pelas baterias. Serão utilizadas duas baterias ligadas em série para compor este subsistema.

Painéis Solares

Esta peça tem a funcionalidade de converter as ondas eletromagnéticas solares em energia elétrica. Serão utilizados seis painéis solares para compor o subsistema de suprimento de energia, ligados em paralelo.

Sensor de Corrente

Esta peça tem a funcionalidade de monitorar a corrente percorre as linhas de suprimento de energia. Para compor o subsistema de suprimento de energia serão utilizados 8 dispositivos que irão monitorar as linhas de geração

Sensor de Tensão

Esta peça tem a funcionalidade de monitorar a tensão em diferentes pontos das linhas de suprimento de energia. Serão realizados monitorados de 5 linhas de suprimento de energia, e também do nível de tensão da bateria.

Conversor DC/DC 5V

Esta peça tem a funcionalidade de converter o nível de tensão da bateria em um nível de tensão de 5V para alimentar os demais subsistemas. Possui uma eficiência de conversão em torno de 90%, podendo variar devido à corrente que é exigida. Para compor o subsistema de suprimento de energia será utilizado 1 componente.

Conversor DC/DC 3V3

Esta peça tem a funcionalidade de converter o nível de tensão da bateria em um nível de tensão de 3V3 para alimentar os demais subsistemas. Possui uma eficiência de conversão em torno de 90%, podendo variar devido à corrente que é exigida. Para compor o subsistema de suprimento de energia será utilizado 1 componente. A Fig. 27 apresenta a eficiência do conversor que será utilizado em ambos os conversores DC/DC.

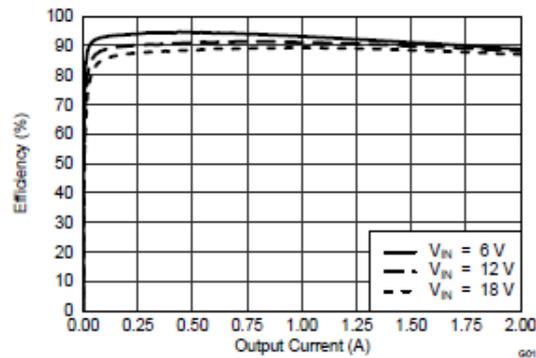


Figura 41 – Eficiência do conversor DC/DC utilizado no EPS.

Chave eletrônica On/Off

Esta peça tem a funcionalidade de acionar, desacionar, limitar a corrente e proteger contra curto circuito, possuindo uma baixa resistência em série. Para compor o subsistema de suprimento de energia será utilizado 6 componente.

4.3. ***Computador a Bordo***

O nanossatélite AESP14 não possui um requisito de apontamento, porém a plataforma prevê esta possibilidade. A seguir serão detalhadas as partes do subsistema de computação de bordo:

Cartão de Memória Flash

Este componente tem a funcionalidade de realizar o armazenamento de todas as telemetrias geradas pelo nanossatélite para quando estiver em contato com a estação terra as informações possam ser descarregadas. Para compor o subsistema de computação de bordo (OBDH), será utilizado 1 peça com capacidade de armazenamento não menor que 2GB.

Relógio de Tempo Real

Este componente tem a funcionalidade de gerar uma precisa de tempo exata, utilizada para datar as telemetrias armazenadas no cartão de memória e também auxiliar na propagação da órbita. Para compor o subsistema de computação de bordo (OBDH) será utilizado 1 peça.

Sensor de Presença Solar

Este componente tem a funcionalidade de identificar quando o nanossatélite está no período de eclipse ou quando está iluminado. Para compor o subsistema de computação de bordo (OBDH) serão utilizados 6 sensores solares.

4.4. ***Subsistema de telemetria e telecomando***

A seguir serão detalhadas as partes do subsistema de telemetria e telecomando:

Antena para frequência de 435 GHz

Esta peça tem a funcionalidade de irradiar e captar ondas eletromagnéticas na frequência de 435 MHz. Para compor o subsistema de telemetria e telecomando serão utilizadas 4 peças.

Amplificador de Rádio Frequência

Este peça tem a funcionalidade de amplificar o sinal a ser irradiado e captado pelas antenas. Para compor o subsistema de telemetria e telecomando serão utilizados 2 amplificadores sintonizados na frequência de 435 MHz.

Processador de Sinal Digital

Este componente tem a funcionalidade de codificar os sinais de elétricos em sinais de rádio frequência. Para compor o subsistema de telemetria e telecomando será utilizado 1 peças, codificará/decodificará os dados, para a frequência de 433MHz.

←----->

ANEXO F – PLANO DE ENGENHARIA DE SISTEMAS



PROGRAMA
PROGRAM

CUBESAT

DOCUMENTO/ DOCUMENT NO.

LIT21-AESP14-ES-006

PÁGINA / PAGE

VERSÃO / ISSUE

TÍTULO / TITLE

NANOSSATÉLITE AESP14:
 PLANO DE ENGENHARIA DE SISTEMAS

CÓDIGO / CODE A.P.

ESTE DOCUMENTO É DE PROPRIEDADE DO INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE NÃO PODENDO SER REPRODUZIDO, NO TODO OU EM PARTE, NEM TAMPOUCO TRANSMITIDAS SUAS INFORMAÇÕES A TERCEIROS SEM PRÉVIA AUTORIZAÇÃO DO INPE.

THIS DOCUMENT IS PROPERTY OF INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS - INPE, AND CAN NOT BE REPRODUCED OR COMMUNICATED TO ANY PERSON WITHOUT AUTHORIZATION.

PREPARADO POR / PREPARED BY

APROVADO POR / APPROVED BY

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME HERNÁN ZAMBRANO CARRERA
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME CARLOS DE OLIVEIRA LINO
 GERENTE DA QUALIDADE / LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME LUCAS COSTA
 PESQUISA E DESENVOLVIMENTO DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME GEILSON LOUREIRO
 CHEFE LIT DATA/DATE

ASS./SIGN _____
 NOME/NAME DATA/DATE



Sumário

1. INTRODUÇÃO.....	286
2. DOCUMENTOS	286
2.1. DOCUMENTO APLICÁVEL	286
2.2. DOCUMENTO REFERENCIAL	286
3. TERMOS E DEFINIÇÕES.....	287
3.1. TERMOS.....	287
3.2. ABREVIATURAS.....	287
4. VISÃO GERAL DO PROJETO AESP14.....	288
4.1. OBJETIVO E RESTRIÇÕES DO PROJETO.....	288
4.2. ESTRATÉGIAS DE DESENVOLVIMENTO.....	290
4.3. FASES DO PROJETO, REVISÕES E PLANEJAMENTO.	291
4.4. ESTRATÉGIAS DE AQUISIÇÃO.....	293
5. ESTRATÉGIAS DA ENGENHARIA DE SISTEMAS DO SEGMENTO ESPACIAL.....	293
5.1. ENTRADAS E SAÍDAS DA ENGENHARIA DE SISTEMAS	293
5.2. ORGANIZAÇÃO E RESPONSABILIDADES DO GRUPO DE ENGENHARIA DE SISTEMAS.....	294
5.3. IMPLEMENTAÇÃO E PLANOS RELACIONADOS	295
5.4. MÉTODO, MODELOS E FERRAMENTAS DE ENGENHARIA DE SISTEMAS	296
6. ENGENHARIA DE SISTEMAS DE SOLO E OPERAÇÕES	301
6.1. VISÃO GERAL DO SISTEMA	301
6.2. SEGMENTO DE SOLO DA MISSÃO AESP14.....	301
6.3. ATIVIDADES E CRONOGRAMAS	302
6.4. PRÁTICAS DE ENGENHARIA DE SISTEMAS.....	303

INTRODUÇÃO

Este documento descreve o plano de engenharia de sistemas (SEP) do Projeto AESP14. O objetivo é definir o método, metodologia, processos, recursos e organizações que irão realizar todas as atividades técnicas necessárias desde a concepção do sistema até seu descarte de acordo com os requisitos dos Stakeholders.

O documento se divide em duas partes: Segmento Espacial e Segmento Solo.

Primeiro, apresenta-se o SEP para desenvolvimento do segmento espacial (Nanossatélite AESP14), sendo este sistema o de maior interesse para a missão, descrevendo o processo adotado para as atividades técnicas. Logo, apresenta-se o SEP para estabelecer o conjunto geral de atividades do processo de Engenharia de Sistemas aplicado às atividades dos sistemas de solo e operações durante o ciclo de vida do projeto.

DOCUMENTOS

Documento Aplicável

DA01 ECSS-M-ST-10C – System engineering general requirements. March, 2009.

DA02 ECSS-M-ST-80C. – Risk Management.

Documento Referencial

DR01 Loureiro, , G., et al. Laboratório de Engenharia de Sistemas do LIT. Proposta referente ao Edital AEB/MCT/CNPq nº 033/2010.

DR02 Loureiro, G. A systems engineering and concurrent engineering framework for the integrated development of complex products. PhD Thesis, Loughborough University, Department of Manufacturing Engineering, Loughborough, UK, 1999.

DR03 Larson, W. et al. Applied Space Systems Engineering (Space Technology Series), New York, 2009

DR04 CubeSat Community – Comunidade Internacional CubeSat. California Polytechnic State University, California, US, 2002. Disponível em <<http://www.cubesat.org/>>. Acesso em: 23 Out. 2011

DR05 Durão, o. S. C., Schuch, n. J., et. Al. Documento Preliminar de Revisão - Status de engenharias e tecnologias espaciais do projeto NanosatC-Br – Desenvolvimento de Cubesats. Documento apresentado a AEB. Maio 2011.

DR06 Lee, S., Toorian, A., Lan, W. & Munakata, R., CubeSat Design Specification – CDS. Rev.12. 2009. The CubeSat Program. California Polytechnic State University. Disponível em: <http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf>. Acesso em 11 mar. 2011

DR07 Loureiro, g., Conjunto de slides da disciplina de Engenharia de Sistemas CSE/ETE - INPE. Conjunto de slides. 2012.

DR08 LIT21-AESP14-ES-007 Nanossatélite AESP14: Plano de Gerenciamento do Projeto.

DR09 LIT21-LIT00-ES-006 Nanossatélite AESP14: Plano de Engenharia de Sistemas.

TERMOS E DEFINIÇÕES

Termos

AESP-14 – O nome do nanossatélite desenvolvido no projeto AESP14.

Abreviaturas

AEB – Agência Espacial Brasileira
AESP14 – Aeroespacial 2014
AIT – Assemble, Integration and Tests
AR – Acceptance Review
BW – Brightness Waves
CDR – Critical Design Review
CNPq – Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico
CONOPS – Concept of Operations
CRR - Commissioning Result Review
DCTA – Departamento de Ciência e Tecnologia Aeronáutica
ECSS – European Cooperation for Space Standardization
ELR – End-of-Life Review
EM – Engineering Model
ES – Engenharia de Sistemas
FM – Flight Model
FRR – Flight Readiness Review
GER - Gerenciamento
GSEs – Ground Support Equipments
INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ITA – Instituto Tecnológico da Aeronáutica
LIT – Laboratório de Integração e Testes
LRR – Launch Readiness Review
LSI-TEC – Laboratório de Sistemas Integráveis Tecnológico
MCTI – Ministério da Ciência e Tecnologia
SEP – System Engineering Plan
MCR – Mission Clouse-Out Review
MDR – Mission Design Review
MSTID – Medium Scale Traveling Ionospheric Disturbances
NASA – National Aeronautics and Space Administration
ORR – Operations Readiness Review
PDR – Preliminary Design Review
PRR – Preliminary Requirements Review
QM – Qualification Model
QR – Qualification Review
SRR – System Requirements Review
TCS – Thermal Control System

TT&C– Telemetry, Telecommand and Communication
VL – Veículo Lançador
WBS – Work Breakdown Structure

VISÃO GERAL DO PROJETO AESP14

A motivação principal do desenvolvimento do projeto AESP14 é a capacitação tecnológica do grupo, que envolve os alunos e professores do curso de Engenharia Aeroespacial do ITA e alunos de pós-graduação do INPE e ITA e as instituições envolvidas (ITA, INPE, LIT).

O projeto AESP14 aborda todos os estágios do ciclo de vida de um produto espacial, iniciando pela definição da missão, passando pelo processo de desenvolvimento e construção da arquitetura, de hardware, desenvolvimento dos softwares, montagem, integração e testes, lançamento e operação.

Os integrantes do projeto devem conceber, projetar, implementar e operar um sistema produto ao longo dos três anos (duração do curso profissional dos alunos do ITA). O sistema produto a ser desenvolvido é um nanossatélite com base na plataforma Cubesat, e que atenda a uma missão específica a ser definida com base nas necessidades de pesquisas básicas do INPE e missões de base tecnológica.

Objetivo e restrições do projeto

O objetivo principal da missão AESP14 é a validação de uma plataforma multimissão desenvolvida nacionalmente, atribuída como missão tecnológica em atendimento a necessidades do INPE.

O projeto AESP14 prevê o desenvolvimento de um sistema baseado em um satélite tipo CubeSat para atendimento da missão tecnológica estabelecidas. Os objetivos do sistema a ser desenvolvido podem ser resumidos nos seguintes tópicos:

- Fornecer suporte para manter um satélite CubeSat funcional por 60 dias em órbita baixa (ambiente espacial);
- Disponibilizar dados para validação da plataforma;

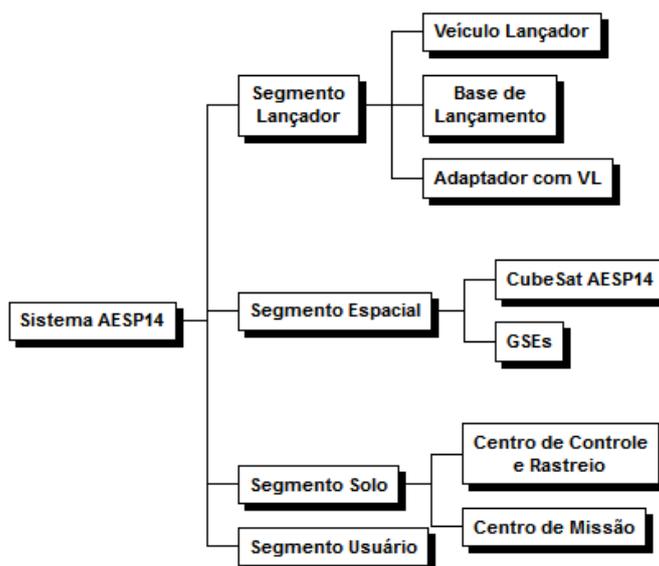


Figura 42: Arquitetura física da Missão AESP14

O foco de desenvolvimento para a missão AESP14 está ligado somente ao desenvolvimento do segmento espacial e os elementos de suporte ao ciclo de vida deste.

O segmento lançador não é de responsabilidade de desenvolvimento do grupo AESP14 e será contratado externamente. No segmento solo o centro de controle e rastreamento indicado na Figura 1 será instalado no ITA, para tanto, deverá ser considerado o desenvolvimento de softwares e adaptações nestes elementos para atendimento da Missão.

O ciclo de vida do projeto é mostrado na Figura 2. Este ciclo de vida mostra o desenvolvimento do projeto e sua evolução ao longo das fases de desenvolvimento. O ciclo de vida do projeto criado para o este sistema apresenta algumas revisões marcando a passagem de uma fase para a próxima, criando, ao término de cada fase, um *baseline* (congelamento de configuração) a ser tomado como base para os próximos desenvolvimentos e que não deve ser alterado significativamente.

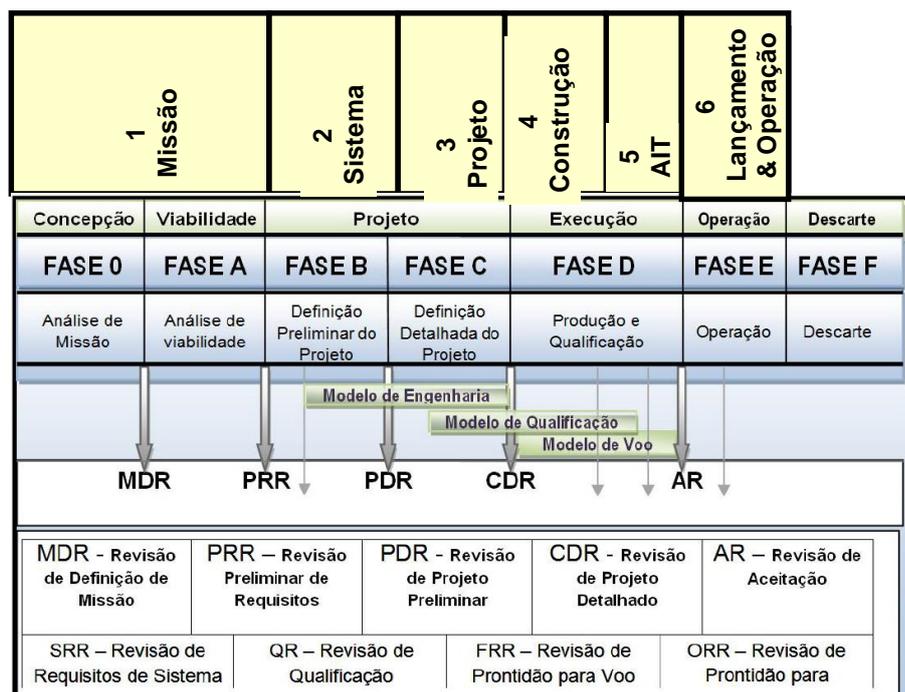


Figura 43: Ciclo de vida do Projeto AESP14

As atividades de engenharia de sistemas para o projeto AESP14 estão planejadas de realização pelo grupo mostrado na Seção 4.2 deste documento. O grupo atualmente constitui de 12 pessoas com graus de envolvimento variados. O grupo reúne alunos de diferentes instituições e conhecimentos, assim, formando um grupo heterogêneo.

Os locais de desenvolvimento das atividades de engenharias estão basicamente alocadas no Laboratório de Integração e Testes – LIT no INPE e no Instituto Tecnológico da Aeronáutica – ITA. Ambos os locais citados possuem estrutura (salas, computadores, softwares e ferramentas) suficiente para atendimento das necessidades do grupo.

A capacidade para verificação e validação do sistema AESP14 em desenvolvimento está assegurada junto à infraestrutura disponível no INPE. O projeto conta com a participação ou colaboração de diversos profissionais da área com experiência nas diferentes disciplinas necessárias ao desenvolvimento do projeto. Além dos profissionais do INPE e ITA o projeto conta com a infraestrutura de softwares disponíveis para análises e simulações das diversas áreas de conhecimento.

O INPE possui o Laboratório de Integração e Testes – LIT, laboratório com padrão e certificação internacional para desenvolvimento de diversas atividades desde a inspeção de componentes, calibração de equipamentos, realização de solda espacial até a capacidade completa de desenvolvimento da fase de montagem, integração e testes.

Estratégias de Desenvolvimento

O projeto do satélite AESP14 deve estar de acordo com as necessidades da missão tecnológica, os quais guiarão o desenvolvimento do sistema. Os engenheiros de

sistemas do projeto dão suporte para a definição do desempenho necessário do sistema através dos requisitos em termos de qualidade dos dados coletados, cobertura de visada, controle de interfaces, gerenciamento de interfaces, requisitos operacionais, entre outros.

Assim, existe um esforço conjunto para o desenvolvimento dos requisitos para atender as necessidades tecnológicas e transformá-los em requisitos do sistema e posteriormente em requisitos de subsistemas. O desenvolvimento detalhado do sistema será realizado individualmente nos grupos de competência específica, com o acompanhamento da engenharia de sistemas através das reuniões e revisões do projeto.

Fases do Projeto, revisões e planejamento.

As fases do projeto foram apresentadas na Figura 2, que representa o Ciclo de Vida do Projeto, nela encontra-se o desenvolvimento dos diferentes modelos do satélite AESP14 de acordo com a filosofia de modelos adotada (EM, QM e FM). Observam-se também as revisões do Ciclo de Vida do projeto. De acordo com o plano de gerenciamento do Projeto, segue uma breve descrição das fases e as atividades a serem desenvolvidas extraídas do documento DR08.

Fase 0: Concepção e Análise de Missão

O propósito desta fase é produzir um amplo espectro de ideias e alternativas para a missão, a partir da qual, o projeto será selecionado.

Revisão de Definição da Missão (MDR): Aceitação do Termo de Declaração da Missão. Avaliação das especificações técnicas preliminares e a avaliação de aspectos relativos à organização do projeto. São avaliados os diferentes conceitos de sistema propostos para atendimento da missão.

Fase A: Análise de Viabilidade da Missão

Nesta fase o propósito é determinar a viabilidade de um novo sistema proposto.

Revisão Preliminar de Requisitos (PRR): Aceitação dos planos preliminares de gerenciamento, e especificações técnicas iniciais. Viabilidade técnica dos conceitos de sistema propostos e seleção de um destes conceitos, juntamente com a definição das correspondentes filosofia e metodologia de verificação a serem implementadas.

Fase B: Definição Preliminar do Projeto

Aqui se define o projeto em detalhes suficiente para estabelecer uma configuração inicial capaz de suprir as necessidades da missão.

Revisão de Requisitos do Sistema (SRR): Atualizações das especificações dos requisitos técnicos. Confirmar que os requisitos e suas alocações constantes das especificações de sistema são suficientes para atender os objetivos do projeto. Definições preliminares para o programa de testes.

Revisão do Projeto Preliminar (PDR): Avaliar o projeto preliminar do Conceito de Sistema selecionado na fase anterior, de acordo com os requisitos de missão. São aprovados os planos de gerenciamento, desenvolvimento e qualidade. Aprovação da árvore do produto e o plano de verificação, incluindo a filosofia de modelos.

Fase C: Definição Detalhada do Projeto

Aqui se projeta um sistema detalhadamente (e subsistemas associados, incluindo seus subsistemas de operações) para que ele seja capaz de responder aos requisitos.

Revisão de Projeto Detalhado (CDR): Avaliar as soluções de projeto através dos testes realizados no Modelo de Engenharia, e o estado de qualificação dos processos críticos para a fabricação do Modelo de Qualificação na fase seguinte. É confirmada a compatibilidade do sistema em desenvolvimento com as interfaces externas. São aprovados a versão final do projeto e os planejamentos de montagem, integração e testes. A equipe executora deve ser capaz de demonstrar que o projeto encontra-se com maturidade e detalhamento suficientes para que se inicie a fabricação do Modelo de Qualificação.

Fase D: Produção e Qualificação

Aqui se finaliza a manufatura dos subsistemas (incluindo sistemas de operações) e integrá-los para criar o Sistema, enquanto desenvolve a confiança de que será capaz de satisfazer aos requisitos de sistema.

Revisão de Qualificação (QR): Demonstrar via testes do Modelo de Qualificação que tanto as soluções de engenharia quanto as soluções de fabricação propostas resultam em um produto que atende todos os requisitos definidos para o projeto. É avaliada a completude e a integridade dos registros de verificações em todos os níveis. A equipe executora deve ser capaz de demonstrar que o produto desenvolvido, em nível de qualificação, encontra-se conforme com todos os requisitos inicialmente definidos e que o detalhamento de documentação é suficiente para que o(s) Modelo(s) de Vôo possa ser fabricado, via treinamento de mão de obra, seguindo exatamente os procedimentos qualificados até a presente fase.

Revisão de Aceitação (AR): Demonstrar que o(s) Modelo(s) de Vôo encontra-se pronto para o uso especificado, livre de problemas advindos de erros de mão de obra e de outras operações. Esta revisão examina o sistema, o seu produto final e documentação e dados de ensaios e análises que suportam a verificação. Ela garante que o sistema tem maturidade técnica suficiente para autorizar a sua transferência para as instalações em que ocorrerá o lançamento.

Revisão de prontidão para Operação (ORR): Verificar a prontidão dos procedimentos operacionais e de sua compatibilidade com o Sistema do Vôo. Verificar a prontidão das equipes de operações. Liberar o Segmento Solo para operações.

Fase E: Operação

Aqui se deve garantir que o sistema verificado está pronto para as Operações.

Revisão de Aptidão de Voo (FRR): Revisão é verificar se os Segmentos: Espacial e Solo, estão prontos para o lançamento.

Fase F: Descarte

Aqui o propósito é descartar o sistema de uma forma responsável.

Estratégias de Aquisição

Por ser este um projeto universitário, esta sujeita a procedimentos de aquisição já estabelecidos pelos financiadores do projeto. Nosso caso, a compra de componentes e ferramentas é feita através do LSITEC-USP, isto inclui um procedimento de compra associado a projetos do ITA, como, por exemplo, ao projeto ITASAT. Nossa responsabilidade se limita a realizar uma lista de custos dos componentes a serem adquiridos (por três fornecedores diferentes), logo esta lista é avaliada pelo pessoal de compras do ITA, e encaminhada para a compra dos mesmos. Este processo pode ser demorado, por isso se deve realizar na maior brevidade possível.

O SEMA do INPE, será o centro de usinagem dos materiais necessário para o projeto, por ser um centro com muita solicitação de serviços, o tempo de entrada do pedido até a saída do produto pode demorar uns meses, o projeto deve considerar estes períodos longos no seu cronograma.

ESTRATÉGIAS DA ENGENHARIA DE SISTEMAS DO SEGMENTO ESPACIAL

Entradas e Saídas da Engenharia de Sistemas

O projeto AESP14 foi criado com o objetivo de aplicar atividades de engenharia de sistemas, assim, a entrada inicial e motivadora do projeto foi a necessidade da utilização de um método de engenharia de sistemas.

Com o amadurecimento da filosofia a ser utilizada no projeto, foi criado um plano de gerenciamento do projeto, e com base neste documento, está sendo desenvolvido o plano de engenharia de sistemas.

As entradas básicas para as atividades de engenharia de sistemas são os resultados (saídas) das fases anteriores ou das revisões realizadas. A Tabela 1 apresenta os documentos de engenharia de sistemas já desenvolvidos.

Tabela 5 - Documentos de engenharia de sistemas desenvolvidos.



FASE	Documento
FASE 0	Análise de Stakeholder e Requisitos de Missão
FASE A	Análise de Missão
	Descrição da Arquitetura Operacional da Missão
FASE B	Requisitos de Sistema
	Arquitetura do Sistema e Subsistemas
	Plano de Engenharia de Sistemas (SEP)
	Plano Preliminar de AIT
	Plano Preliminar de Fabricação (EM)
FASE C	Plano Definitivo de AIT
	Plano de Fabricação (QM e FM)
	Plano de Campanha de Lançamento
FASE D	Plano de Verificação e Aceitação
	TBD
FASE E	TBD
FASE F	TBD

Organização e Responsabilidades do Grupo de Engenharia de Sistemas

O grupo é composto das seguintes pessoas e respectivas funções:

Hernàn Zambrano – Gerente/Colaborador em todas as atividades de E.S.

Lucas Lopes Costa – Colaborador no desenvolvimento de atividades de E. S. até arquitetura do sistema.

Vinícius Costa – Desenvolvimento de Análise de missão/Colaborador em todas as atividades de E.S.

Alunos ITA/AESP14 – Participação/Colaboração em todas as atividades de E.S.

Eduardo Escobar Burger – Planejamento de AIT.

Fernando Putarov – Desenvolvimento de E.S. do sistema estações terrenas, até a PDR.

A organização do grupo encontra-se no documento DR08.

Interfaces de Engenharia de Sistemas

As interfaces da E.S. com os demais elementos da estrutura organizacional do projeto estão definidas a partir das funções de cada integrante, conforme área de atuação, havendo somente uma separação entre desenvolvedores de sistema e subsistemas, em que, em alguns casos são desempenhadas pela mesma pessoa. A interface das atividades de gerenciamento geral do projeto e de E.S. foi definida como uma combinação de esforços e apoio quando necessário, devido o número de pessoas envolvidas.

Implementação e Planos Relacionados

Descrição das Tarefas de Engenharia de Sistemas

As atividades de engenharia de sistemas estão descritas abaixo de acordo com cada fase do projeto. O processo de engenharia de sistemas será detalhado na Seção 4.3 deste documento.

Fase 0: Concepção e Análise de Missão

- Identificação de necessidades.
- Propor possíveis conceitos para solução do sistema.
- Dar suporte a MDR (Revisão de Definição da Missão) e garantir a implementação das ações da MDR.

Fase A: Análise de Viabilidade da Missão

- Finalizar a identificação e elicitar as necessidades levantadas na Fase 0.
- Propor soluções para atender as necessidades elicidadas.
- Dar suporte a PRR e garantir a implementação das ações da revisão.

Fase B: Definição Preliminar do Projeto

- Estabelecer a definição preliminar do sistema dentre a solução selecionada ao final da Fase A.
- Demonstrar que a solução selecionada atende os requisitos técnicos de acordo com o cronograma, custo, e requisitos da organização.
- Dar suporte a SRR e PDR e garantir a implementação das ações das revisões.

Fase C: Definição Detalhada do Projeto

- Estabelecer a definição detalhada do sistema.
- Demonstrar a capacidade de atendimento com os requisitos técnicos de acordo com as especificações dos requisitos.
- Dar suporte a CDR e garantir a implementação das ações da revisão.

Fase D: Produção e Qualificação

- Finalizar o desenvolvimento do sistema através da qualificação e aceitação.
- Finalizar a preparação para operação e utilização.
- Dar suporte a QR e AR e garantir a implementação das ações das revisões.

Fase E: Operação

- Dar suporte a campanha de lançamento
- Dar suporte a organização de operação seguindo os termos e requisitos estabelecidos.
- Dar suporte a FRR, ORR e LRR, CRR, ELR e garantir a implementação das ações das revisões.
- Garantir a execução de todas as atividades de engenharia de sistemas e prover documentação para investigações e resoluções.

Fase F: Descarte

- Dar suporte a organização responsável pelo descarte seguindo os termos e requisitos estabelecidos.

- Dar suporte a MCR e garantir a implementação das ações da revisão.

Método, modelos e ferramentas de Engenharia de Sistemas

A filosofia de processo adotada para o desenvolvimento das atividades de engenharia de sistemas é o modelo clássico V de desenvolvimento de sistemas, apresentado na Figura 3.

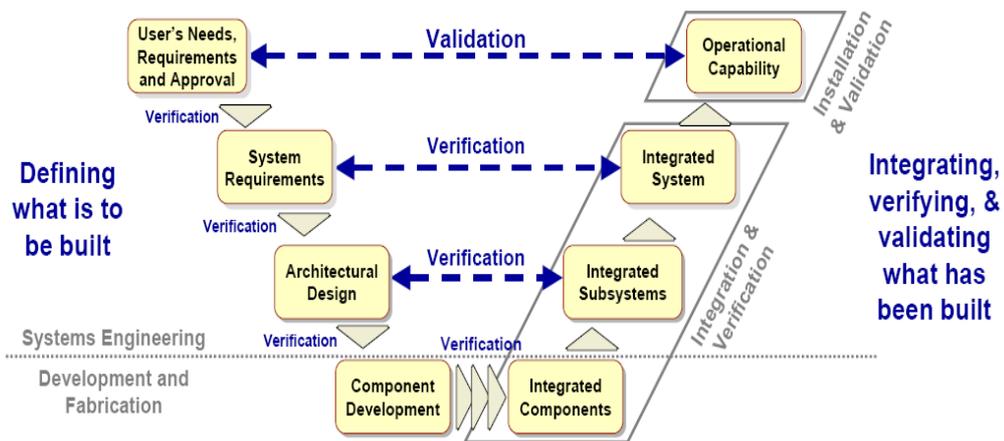


Figura 44 - Modelo de V de desenvolvimento de sistemas.
(LOUREIRO, 2012 apud STEVENS et al, 1998)

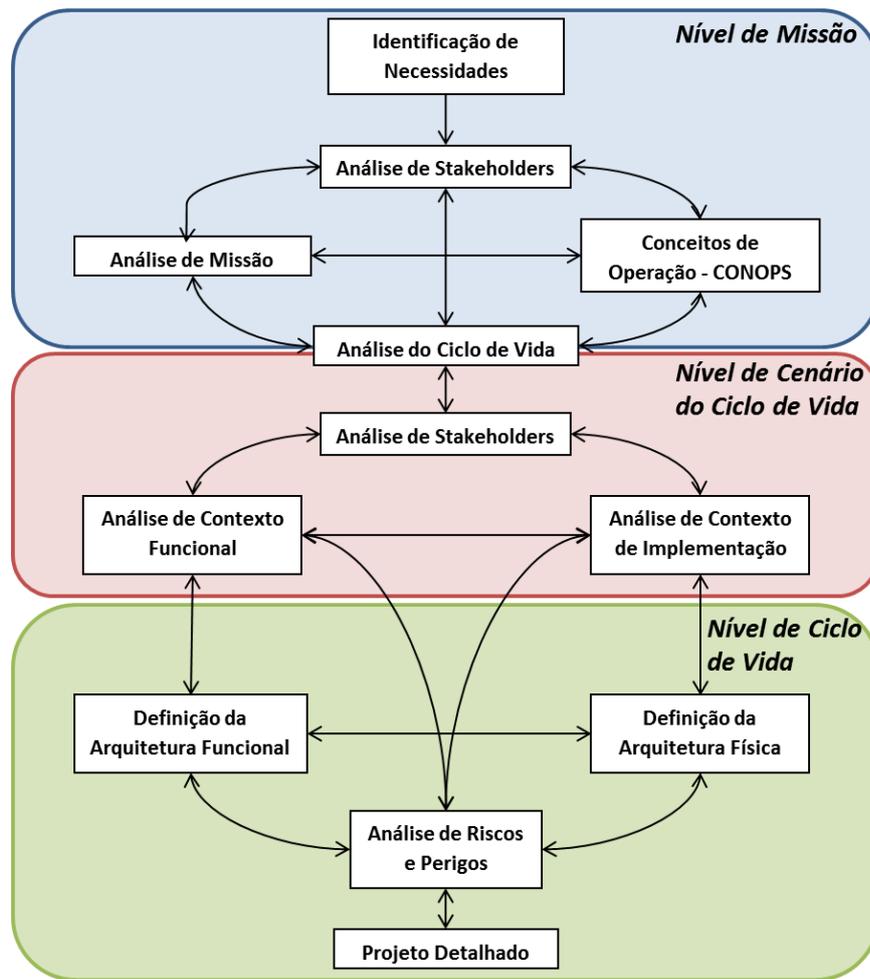


Figura 45. Processo de engenharia de sistemas adotado para o Projeto AESP14.

O método de engenharia de sistemas adotado para desenvolvimento do projeto AESP14 é baseado em um método de desenvolvimento de sistemas complexos, utilizando engenharia concorrente para desenvolvimento simultâneo de produto e organização. Com base neste método, desenvolvido por Dr. Geilson Loureiro, está sendo desenvolvido um método adaptado para o desenvolvimento de CubeSats, levando em consideração o desenvolvimento do produto somente.

Assim, é apresentado parte do método já utilizado, até o desenvolvimento deste documento, no projeto AESP14 e previsões futuras, mas ainda não fixadas. A Figura 4 mostra em alto nível o processo de desenvolvimento adotado.

Com base no modelo apresentado será definido em maiores detalhes cada processo, apresentando as entradas e saídas. Os processos já aplicados serão mais bem detalhados, e os processos ainda não executados serão mais bem apresentados ao longo do desenvolvimento do projeto.

O processo de identificação de necessidades foi realizado através de reuniões com cientistas do INPE. Nas reuniões foram tratadas exclusivamente as necessidades dos

stakeholders principais. Como resultado das reuniões foi identificado a real necessidade dos stakeholders, obtenção de dados de parâmetros ionosféricos, com os quais serão realizados estudos de fenômenos específicos. As informações coletadas e de interesse ao desenvolvimento do projeto foram documentadas através de requisitos de stakeholders.

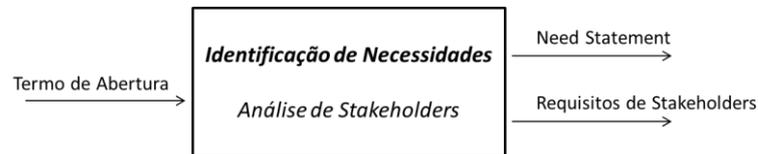


Figura 46. Processo de identificação de necessidades.

Finalizada a identificação inicial das necessidades, e em paralelo ao amadurecimento dos requisitos de stakeholder, foi gerado um conceito inicial do sistema a ser desenvolvido para atendimento da missão. A missão foi identificada através das necessidades obtidas dos stakeholders e então definida como missão do sistema.

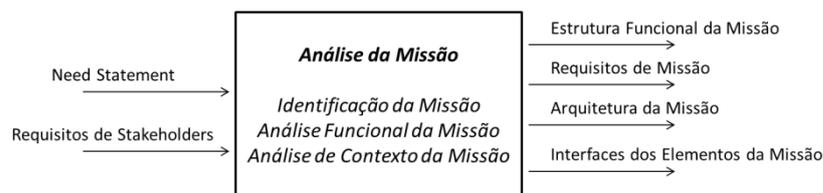


Figura 47. Processo de análise de missão.

Na análise de missão foi realizada uma análise funcional, com base na função principal do sistema (validação de uma plataforma e coleta de dados ionosféricos) onde a função principal foi desdobrada em sub-funções, e estas, em um próximo passo seriam alocadas a elementos físicos da arquitetura da missão. Além da análise funcional foi realizada uma análise de contexto, na qual, foram identificadas as interfaces entre os elementos da missão e suas características. A Figura 6 mostra o processo de análise de missão, suas entradas e saídas.

Dada a arquitetura de missão definida preliminarmente, foi criado um conceito de operação, no qual foram identificados requisitos a serem atendidos pelo sistema, a fim de cumprir com a missão determinada. A Figura 7 mostra o processo de Conceito de Operação com suas entradas e saídas principais.

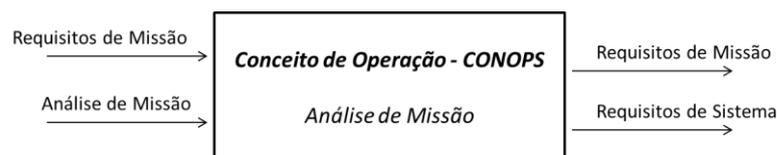


Figura 48. Processo de conceito de operação.

A análise do ciclo de vida realizada determinou as fases do ciclo de vida do sistema de interesse (segmento espacial – CubeSat AESP14) o qual segue o padrão de vida de sistemas espaciais. Dado a definição das fases do ciclo de vida, estas foram decompostas em cenários, chamados cenários do ciclo de vida, e que darão suporte ao desenvolvimento do resto do processo, já que, o processo é baseado no desenvolvimento do sistema levando em consideração todas as fases do ciclo de vida. A Figura 8 mostra o processo de análise do ciclo de vida, suas entradas e saídas.

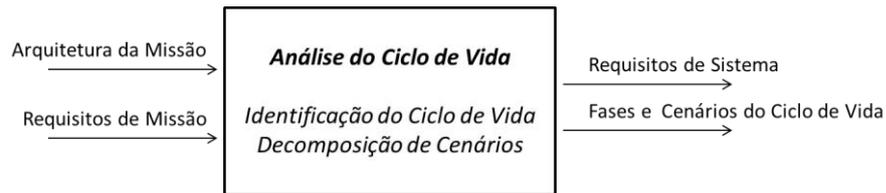


Figura 49. Processo de análise do ciclo de vida.

O processo mostrado na Figura 9, a análise de stakeholders, é realizada em diferentes níveis, inicialmente foi utilizada para definição das necessidades e missão e posteriormente poderá ser utilizada para identificação de requisitos do sistema, com base em análise nos diversos cenários do ciclo de vida.



Figura 50. Processo de análise de stakeholders.

Foi realizada uma análise funcional do sistema no cenário específico de operação e análise de estados e modos, onde foram capturados os requisitos principais do sistema. A Figura 10 mostra o processo de análise funcional, suas entradas e saídas.



Figura 51. Processo de análise funcional e de contexto funcional.

Os demais processos mostrados nas Figuras 11 até 15 representam os processos no desenvolvimento do sistema:



Figura 52. Processo de análise de contexto de implementação.

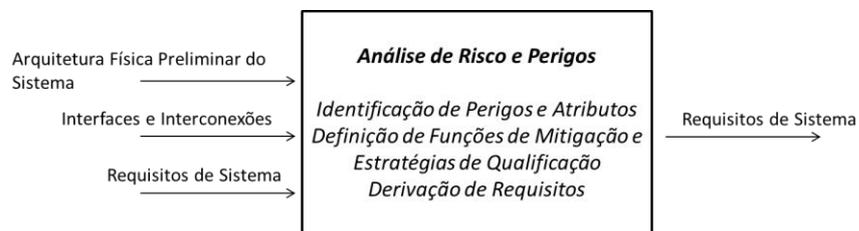


Figura 53. Processo de análise de risco e perigos.

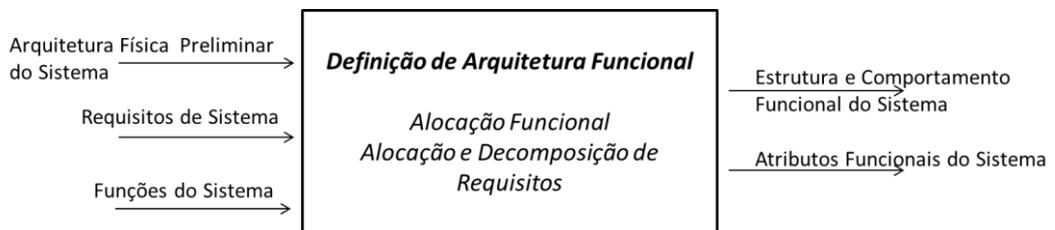


Figura 54. Processo de definição de arquitetura funcional.

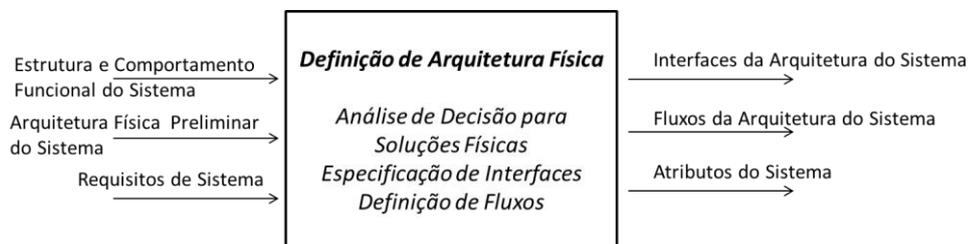


Figura 55. Processo de definição de arquitetura física.



Figura 56. Processo de projeto detalhado.

ENGENHARIA DE SISTEMAS DE SOLO E OPERAÇÕES

Visão Geral do Sistema

O exercício das atividades de prestação de serviços satelitais requer a contribuição de recursos externos de telecomunicações e computação com a finalidade de possibilitar aos operadores de satélites a realização devida de monitoramento, manutenção e distribuição de informações aos usuários finais.

Dado o contínuo crescimento dos projetos envolvendo pico e nano satélites, a complexidade desta atividade vem, cada vez mais, requerendo a utilização de recursos de automação para a recuperação das informações colhidas por estes dispositivos.

Dentro desse contexto se insere o Sistema de Solo e Operações a ser implantado para o projeto AESP14, a partir do qual a equipe do projeto poderá contar com os dados colhidos para validação da plataforma nacional em operação orbital.

Segmento de Solo da Missão AESP14

O Sistema de Solo do projeto AESP14, terá como funções principais:

- Interfacear com as estações terrenas;
- Tratar os dados de telemetrias e o envio de telecomandos;
- Permitir o monitoramento e supervisão do satélite;

Diagrama de contexto do AESP14 Solo

A Figura 16 apresentada a seguir ilustra o relacionamento do Sistema de Solo AESP14.

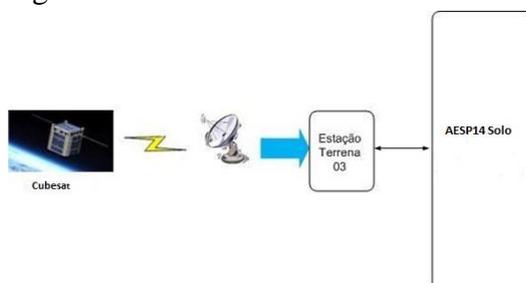


Figura 57. Processo de projeto detalhado.

Entidades externas do AESP14 Solo

O Sistema de Solo AESP14 relaciona-se, externamente, com as seguintes entidades:

- Estação Terrena: O sistema recebe e envia os dados para o satélite através de um transmissor que estabelece um enlace entre o solo e o satélite;
- Equipe do projeto AESP14, responsável da validação da plataforma em órbita espacial.

Organização do Projeto

A equipe envolvida neste projeto está localizada nas instalações do ITA e do INPE em São José dos Campos. Os membros da equipe estão alocados de forma a facilitar a comunicação e a interação entre si e, com isso, agilizar o andamento do processo de engenharia. Maior detalhe sobre a organização do projeto encontra-se no documento DR08.

Atividades e Cronogramas

Work Breakdown Structure - WBS

O WBS do projeto do Sistema de Solo AESP14 apresentado na Tabela a seguir, mostra as principais atividades a serem realizadas ao longo deste projeto.

ITEM	DESCRIÇÃO
1	PROJETO SISTEMAS DE SOLO AESP14
1.1	Solo AESP14: Especificação de Sistema
1.2	Solo AESP14: Adaptação do Software e Integração Interna
1.3	Solo AESP14: Projeto de Instalação de Hardware
1.4	Solo AESP14: Instalação de Hardware
1.5	Solo AESP14: Instalação do Software
1.6	Solo AESP14: Integração com Outros Sistemas
1.7	Solo AESP14: Treinamento Operacional
1.8	Solo AESP14: Testes

Reuniões internas e acompanhamento

Estas reuniões têm geralmente um foco mais restrito e são realizadas, tipicamente, para discutir uma ou mais questões técnicas e/ou gerenciais que necessitam de definição, além do acompanhamento do status das atividades definidas no cronograma. A convocação para uma reunião interna será realizada, preferencialmente, através de e-mail, explicitando assunto, local, horários previstos para início e fim, participantes, prioridades e agenda proposta. Qualquer membro da equipe do projeto pode convocar uma reunião interna, sendo recomendável dar ciência prévia ao gerente do projeto, caso ele participe da reunião.

Reuniões externas

As reuniões externas serão realizadas com a participação direta da equipe do projeto e outros stakeholders. As reuniões externas podem ser agendadas, quando necessário, ao longo de todo o projeto. Estas reuniões são realizadas, tipicamente, para discutir uma ou mais questões técnicas e/ou gerenciais que necessitam de definição junto a algum stakeholder. A convocação para uma reunião externa será realizada através e-mail ou telefone, explicitando assunto, local, horários previstos para início e fim, participantes, prioridades e agenda proposta.

Gerenciamento de Risco

Os riscos do projeto estão descritos no documento de plano de gerenciamento DR08.

Práticas de Engenharia de Sistemas

As próximas seções descrevem o processo de engenharia de sistemas (análise e projeto) a ser utilizado pelo INPE durante o desenvolvimento padrão de sistema.

A Engenharia de Sistemas inicia-se com a definição do sistema e a distribuição de suas características em subsistemas. Este trabalho é usualmente baseado na análise dos conceitos operacionais e em documentos que não incluem a definição de características de implementação.

Os requisitos do sistema são associados aos subsistemas e equipamentos que comporão a configuração. Esta associação segue a lógica de sistemas já implementados e práticas de boa engenharia, as quais visam manter consistência e coerência entre os subsistemas.

Análise de Sistemas

A análise de sistemas consiste de:

- Análise das informações fornecidas pelo cliente para o entendimento de suas necessidades específicas;
- Definição e registro do conceito operacional do sistema; e
- Definição e registro dos requisitos a serem atendidos pelo sistema e o método a ser utilizado para garantir que cada requisito foi atendido.

A análise do sistema é realizada de maneira interativa com as atividades de projeto do sistema de maneira que, em cada interação, sejam identificados novos requisitos e elementos de projeto para níveis cada vez mais detalhados de funções.

Os produtos desta fase são: Descrição de Conceitos Operacionais (OCD), Descrição das Interfaces Externas (ICD), Especificação de Requisitos de Sistema (SSS) e Procedimentos de Testes do Sistema (STD).

Descrição dos Conceitos de Operação (OCD)

A Descrição dos Conceitos de Operação analisa necessidades e objetivos do usuário dentro do contexto de sua missão, ambiente operacional e características do sistema. Normalmente, a OCD é desenvolvida previamente à especificação e análise dos requisitos; porém, ele também pode ser preparado simultaneamente ou após a especificação do sistema, de forma a fornecer uma imagem clara de como o sistema irá operar.

Descrição das Interfaces Externas (ICD)

O documento de Descrição das Interfaces Externas identifica as interfaces do Sistema com as fontes externas de informação e mostra as trocas de informação previstas (sequência de controle e informação).

Especificação dos Requisitos de Sistema (SSS)

As atividades de análise dos requisitos do sistema são realizadas com o objetivo de estabelecer uma definição consistente dos requisitos, através de seu refinamento (o que o sistema deve fazer), permitindo a sua tradução dentro do projeto preliminar (como o sistema deve implementar).

Os requisitos do sistema devem especificar somente as características do sistema que são condições para sua aceitação. As características que são deixadas para o desenvolvedor, mesmo que descrevam “o que o sistema deve fazer”, não pertencem à especificação do Sistema/Subsistema. Estas últimas são descrições do comportamento que o projeto terá e que o sistema fará, ou ainda, orientarão dessa mesma forma, a implementação do projeto detalhado. Os requisitos do sistema serão registrados na Especificação dos Requisitos de Sistema (SSS).

Descrição dos Testes de Sistema (STD)

Este documento especifica o conjunto de procedimentos de teste que serão descritos no documento de Descrição dos Testes de Sistema (STD) e descreve o conjunto de casos de teste que irão demonstrar o atendimento dos requisitos do sistema. Esses procedimentos serão utilizados para qualificar o sistema, considerando a abrangência dos testes, a conformidade com os resultados esperados e a capacidade de operacionalizar o conjunto de testes.

Projeto de Sistemas

O projeto do sistema consiste na transformação do modelo de requisitos em modelo de projeto.

As decisões de projeto realizadas durante esta fase, mesmo que apresentadas dentro de um processo de revisões ou incluídas na descrição do projeto, são mantidas e alteradas a arbítrio do desenvolvedor. Estas decisões são avaliadas no teste interno do

desenvolvedor, mas estão sujeitas a modificações e não necessitam de demonstração nos testes de qualificação. Se o cliente resolver que uma decisão de projeto deve ser um requisito, ações para contemplar esta decisão serão necessárias. Possivelmente, medidas contratuais e custo adicional para revisar as especificações, planos de teste e qualificação também serão necessários.

Os produtos desta fase são: Descrição do Projeto de Sistema (SSDD), Descrição das Interfaces Internas (IDD) e Descrição do Projeto de Base de Dados (DBDD).

Descrição do Projeto de Sistema (SSDD)

Essa atividade define o nível mais alto da arquitetura do sistema e registrará as decisões de projeto no documento de Descrição do Projeto do Sistema (SSDD).

Estas decisões se referem ao comportamento do sistema e de seus componentes, tendo por base a Descrição dos Conceitos de Operação (OCD), a Especificação de Requisitos de Sistema (SSS) e a Descrição das Interfaces Externas (SICD).

O resultado desta atividade será a alocação dos requisitos do sistema pelo hardware, além do desenvolvimento de componentes específicos, a incorporação do software pré-existente (NDI), do uso de produtos COTS (hardware e/ou software) e da produção de componentes.

Descrição das Interfaces Internas

O documento de Descrição das Interfaces Internas (IDD) consiste em detalhar todas as interfaces entre os componentes de software (CSCIs) que possibilitam o cumprimento das funcionalidades estabelecidas, bem como a troca de informações entre os componentes da arquitetura projetada para o sistema.

Descrição do Projeto de Base de Dados

O resultado desta atividade é a descrição física do banco de dados e das unidades de software utilizadas para acessar ou manipular os dados. O banco de dados é descrito no documento Descrição do Projeto da Base de Dados (DBDD).

Alocação e rastreamento de requisitos

A alocação e o rastreamento de requisitos são realizados para garantir que todos os requisitos serão implementados e verificados. A alocação de requisitos é realizada durante a análise e o projeto do sistema, progressivamente, fluindo dos requisitos de alto nível para os componentes de baixo nível. O rastreamento é realizado para acompanhar requisitos entre documentos hierarquicamente associados. Além disso, a matriz de correlação será criada para rastrear os requisitos com o objetivo de validar e verificar os procedimentos.

A rastreabilidade de requisitos é mantida entre os seguintes documentos:

Requisitos SSS → Projeto do Sistema → SSDD



Requisitos SSS → Casos de Teste → STD

Casos de Testes → Resultados de Testes → STR

Integração e Qualificação do Sistema

Cada componente de software testado contra os requisitos será integrado com o componente de hardware e outras fontes externas. O sistema resultante deste processo de integração será preliminarmente testado em relação aos requisitos de sistema definidos na SSS, conforme o caderno de Procedimentos de Testes (STD).

A integração é responsável pela combinação de componentes de baixo nível e sua integração em um sistema completo, envolvendo as seguintes atividades:

- Revisar e operacionalizar o STD;
- Organizar o ambiente de integração;
- Gerar dados e software de teste (cenários);
- Integrar e testar utilizando os procedimentos definidos; e
- Registrar, acompanhar e, eventualmente, corrigir problemas identificados durante o teste.



