



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES  
**INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS**

sid.inpe.br/mtc-m21c/2018/06.05.22.08-TDI

## UM MODELO DE REFERÊNCIA MBSE DA INTERFACE ENTRE SATÉLITE E UM VEÍCULO LANÇADOR ESCOLHIDO USANDO AHP

Ricardo Franco

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Walter Abrahão dos Santos, aprovada em 13 de abril de 2018.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34R/3R8LKQ5>>

INPE  
São José dos Campos  
2018

**PUBLICADO POR:**

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GBDIR)

Serviço de Informação e Documentação (SESID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

E-mail: pubtc@inpe.br

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

Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação (CPG)

**Membros:**

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

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

Dra. Carina de Barros Melo - Coordenação de Laboratórios Associados (COCTE)

Dr. Evandro Marconi Rocco - Coordenação-Geral de Engenharia e Tecnologia Espacial (CGETE)

Dr. Hermann Johann Heinrich Kux - Coordenação-Geral de Observação da Terra (CGOBT)

Dr. Marley Cavalcante de Lima Moscati - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CGCPT)

Silvia Castro Marcelino - Serviço de Informação e Documentação (SESID)

**BIBLIOTECA DIGITAL:**

Dr. Gerald Jean Francis Banon

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

**REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:**

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

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

**EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:**

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

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



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES  
**INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS**

sid.inpe.br/mtc-m21c/2018/06.05.22.08-TDI

## UM MODELO DE REFERÊNCIA MBSE DA INTERFACE ENTRE SATÉLITE E UM VEÍCULO LANÇADOR ESCOLHIDO USANDO AHP

Ricardo Franco

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Walter Abrahão dos Santos, aprovada em 13 de abril de 2018.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34R/3R8LKQ5>>

INPE  
São José dos Campos  
2018

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

Franco, Ricardo.

F848m Um modelo de referência MBSE da interface entre satélite e um veículo lançador escolhido usando AHP / Ricardo Franco. – São José dos Campos : INPE, 2018.  
xxx + 228 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21c/2018/06.05.22.08-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2018.  
Orientador : Dr. Walter Abrahão dos Santos.

1. MBSE. 2. Satélite. 3. Interface com lançador. 4. Engenharia de sistemas. 5. Modelo de referência. I.Título.

CDU 629.7:004.414.23

---



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/).

Aluno (a): **Ricardo Franco**

Título: "UM MODELO DE REFERÊNCIA MBSE DA INTERFACE ENTRE SATÉLITE E UM VEÍCULO LANÇADOR ESCOLHIDO USANDO AHP".

Aprovado (a) pela Banca Examinadora em cumprimento ao requisito exigido para obtenção do Título de **Mestre** em

**Engenharia e Tecnologia Espaciais/Eng. Gerenc. de Sistemas Espaciais**

Dr. Fabiano Luis de Sousa



Presidente / INPE / SJC Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

Dr. Walter Abrahão dos Santos



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

( ) Participação por Video - Conferência

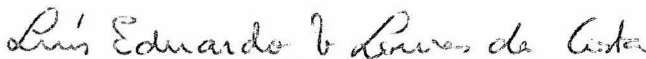
Dr. Geilson Loureiro



Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

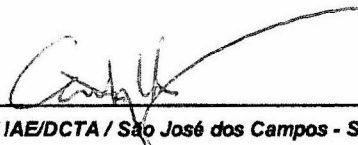
Dr. Luis Eduardo Vergueiro Loures da Costa



Convidado(a) / ITA / São José dos Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

Dr. Carlos Henrique Netto Lahoz



Convidado(a) / IAE/DCTA / São José dos Campos - SP

( ) Participação por Video - Conferência

Este trabalho foi aprovado por:

( ) maioria simples

unanimidade



*“As invenções são, sobretudo, o resultado de um trabalho teimoso, em que não deve haver lugar para o esmorecimento. ”*

*Alberto Santos Dumont*





*A minha família.*



## **AGRADECIMENTOS**

Foram muitas as pessoas que contribuíram de forma direta e indireta com este trabalho. Agradeço a todos por esta inestimável contribuição e aqui o faço formalmente.

Agradeço primeiramente os meus pais Mario Antonio Franco e Roseli Luzia Vano Franco por terem me dado, amor, carinho, educação e valores necessários para minha formação pessoal e profissional, os quais carregarei comigo durante toda minha vida.

Agradeço também minha esposa Carolina Gomes Franco pela paciência e suporte que me foram essenciais para o desenvolvimento desta e de muitas outras atividades de minha vida.

Agradeço ao Instituto de Aeronáutica e Espaço, meu empregador, que me possibilitou de suporte ao desenvolvimento deste trabalho, bem como aos colegas e amigos do IAE que igualmente me ajudaram. Dentre os amigos do IAE agradeço distintamente o Marco Rizol pela revisão e sugestões a este trabalho.

Agradeço, também, aos meus amigos e familiares, que entenderam minhas ausências em encontros importantes, momentos estes que me fizeram falta, mas eu nunca deixei de estar presente com meu coração.

Por fim, agradeço ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, que, por meio dos professores e demais profissionais possibilitaram os estudos e proveram conhecimento e infraestrutura necessários para a execução e conclusão deste trabalho.

Dentre os profissionais do INPE cabe agradecimento distinto ao meu orientador Dr. Walter Abrahão dos Santos por sua orientação, suporte e sugestões, à Edleusa Ferreira por sua solicitude em questões diversas quanto ao INPE, às funcionárias da biblioteca Maria Tereza Smith de Brito e Marilucia Santos Melo Cid pela solicitude em conseguir documentos necessários, de forma rápida, para a elaboração deste trabalho. Todos os funcionários do INPE sempre

foram muito prestativos e atenderam prontamente a solicitações de ajuda e contribuição.

## RESUMO

O presente trabalho tem por objetivo propor um modelo de referência da interface entre o satélite e o veículo lançador (VL), em linguagem SysML, para servir como base a futuros esforços na utilização de Engenharia de Sistemas Baseada em Modelo (MBSE – *Model Based Systems Engineering*) para definição e controle desta interface. Um satélite é lançado ao espaço, de modo a orbitar a Terra, para prover um determinado serviço. Com a tecnologia atual, a forma de colocá-los em operação é através de veículos lançadores providos de propulsores a motor-foguete. A Engenharia de Sistemas é uma metodologia que se propõe a ser utilizada para o desenvolvimento de satélites e veículos lançadores, dentre uma miríade de outros dispositivos. Entretanto, algumas vezes, sua abordagem mais tradicional, centrada em documentos, não leva em conta o aspecto de reuso de arquiteturas de solução em um determinado domínio nem sua consolidação em um modelo de referência. Atualmente, novas abordagens de Engenharia de Sistemas têm surgido, dentre elas a abordagem de MBSE. O modelo de referência proposto foi elaborado, e também foram realizados dois estudos de caso, nos quais tal modelo foi aplicado, a saber: o primeiro estudo consiste na transcrição de uma análise de “*stakeholders*” existente para o modelo de referência e o segundo consiste na utilização do modelo em conjunto com o método *Analytic Hierarchy Process – AHP* (Processo Analítico Hierárquico, em português), para a escolha mais adequada de um veículo lançador de um hipotético satélite. Conclui-se que é possível e vantajosa a aplicação da abordagem de MBSE para lidar com o problema da definição da ISVL, porém com o ônus da implementação e manutenção de um ambiente de MBSE.

Palavras-chave: MBSE. Satélite. Interface com Lançador. Engenharia de Sistemas. Modelo de Referência. SysML



# **A MBSE REFERENCE MODEL OF THE SATELLITE - LAUNCHER INTERFACE AND ITS USE FOR A LAUNCHER CHOICE USING AHP**

## **ABSTRACT**

The present work aims to propose a reference model of the interface between the satellite and the launch vehicle, using the SysML language, to work as background to future efforts using Model Based Systems Engineering (MBSE) in its definition and control. A satellite is launched into space, in an orbit around the Earth, to provide a particular service. With the current technology the way to launch a satellite into space, is through launch vehicles, equipped with rocket propulsion engines. The Systems Engineering is a methodology proposed for developing satellites and launch vehicles, among a myriad of other devices. Nevertheless, sometimes, it is more traditional methods do not take into account architectural reuse of solutions in a defined domain neither its consolidation into a reference model. Nowadays, new Systems Engineering approaches emerged, among them, the MBSE approach. The model proposed was elaborated and two case studies were carried out applying the reference model, that is: the first study consists of an existing stakeholder analysis transcription to the reference model and the second uses the model together with Analytic Hierarchy Process – AHP for the selection of a launch vehicle best suited for a hypothetical satellite. It was concluded that it is possible and advantageous to apply the MBSE approach to deal with the ISVL definition problem but with the burden of implementing and maintaining an MBSE environment.

Keywords: MBSE. Satellite. Launcher Interface. Systems Engineering. Reference Model. SysML.





## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 1.1 Ambiente de Aplicação do MRISVL .....	8
Figura 2.1 Perfil Típico da Missão MicroG - AEB .....	12
Figura 2.2 Órbita do Satélite CBERS-1 .....	13
Figura 2.3 Trajetórias iniciais das espaçonaves Voyager 1 e Voyager 2 .....	14
Figura 2.4 Satélite CBERS 2B.....	15
Figura 2.5 Veículo Lançador Soyuz-FG em Baikonur .....	16
Figura 2.6 Estação Terrena do INPE em Cuiabá-MT.....	17
Figura 2.7 Sala de Controle no ESOC da Agência Espacial Européia ESA.....	18
Figura 2.8 Parâmetros de Órbitas Keplerianas .....	22
Figura 2.9 Composição do Soyuz .....	24
Figura 2.10 Modelo de ciclo de vida de processos em V .....	35
Figura 2.11 O modelo de ciclo de vida de ES em V, melhorado com V&V precoces possibilitadas pela MBSE .....	40
Figura 2.12 Visão geral da inter-relação entre UML e SysML.....	45
Figura 2.13 Modelo de Requisito.....	50
Figura 2.14 Ajuste da prioridade de requisito no Enterprise Architect® .....	51
Figura 2.15 Situação do Requisito .....	51
Figura 2.16 Exemplo de Requisito derivado.....	52
Figura 2.17 Exemplo de Requisito decomposto .....	52
Figura 2.18 Exemplo de aplicação prática de um ambiente de MBSE com utilização da SysML .....	53
Figura 2.19 Uma estrutura hierárquica de tomada de decisão com AHP.....	56
Figura 2.20 Termos usados no cálculo do peso da opção l no nível m.....	60
Figura 3.1 Estrutura do macro processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nanosatélites.....	69
Figura 4.1 Diagrama de Requisito - Necessidades de Missão .....	73
Figura 4.2 Decomposição do Bloco “Missão Espacial” em blocos de segmentos de missão .....	74
Figura 4.3 Diagrama Interno de Blocos referente ao bloco “Missão Espacial” ..	74
Figura 4.4 Modelo de “stakeholder”.....	75
Figura 4.5 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do segmento espacial.....	76
Figura 4.6 Conjunto de “stakeholders” do segmento espacial.....	78
Figura 4.7 Exemplo de Especificação de “stakeholder” em SysML.....	78
Figura 4.8 Conjunto completo de “stakeholders” por segmento de missão.....	79
Figura 4.9 Diagrama de Contexto Lançamento de um Satélite .....	80
Figura 4.10 Definição do Domínio “Lançamento” .....	82
Figura 4.11 Definição da Interface com o Satélite no modelo .....	83
Figura 4.12 “Tipos de Valores” do Modelo da Interface .....	84
Figura 4.13 Relação de elementos em diferentes diagramas da SysML .....	85
Figura 4.14 Definição do Bloco “Interface Elétrica” .....	89
Figura 4.15 Diagrama de Blocos da Interface Elétrica do Lançador Taurus®..	90

Figura 4.16 Par Trançado Blindado.....	91
Figura 4.17 Exemplo de Aplicação do Modelo da Interface Elétrica à parte da Interface Elétrica do Veículo Lançador Taurus®.....	91
Figura 4.18 Decomposição da Interface Mecânica .....	92
Figura 4.19 Envelope Estático do Veículo Lançador Taurus®.....	95
Figura 4.20 Detalhe das Flanges dos Sistemas de Separação do veículo lançador Taurus®.....	96
Figura 4.21 Modelo em SysML da interface mecânica do veículo Taurus®.....	97
Figura 4.22 Modelo CAD do envelope estático da coifa 92” do veículo Taurus® .....	98
Figura 4.23 Orbita nominal do satélite no modelo .....	99
Figura 4.24 Composição física, em módulos, de um Satélite.....	100
Figura 4.25 Subsistemas de um Satélite.....	100
Figura 4.26 Composição de um VL de quatro estágios.....	101
Figura 5.1 Declaração das Necessidades de Missão – AESP14 .....	105
Figura 5.2 Categorias de “Stakeholders”.....	106
Figura 5.3 “stakeholders” acadêmicos e suas expectativas .....	107
Figura 5.4 Requisito de “stakeholder” RStk-01 do projeto AESP14 .....	109
Figura 5.5 Diagrama paramétrico da medida de efetividade do requisito RStk-01 .....	110
Figura 5.6 Definição de Missão – AESP14.....	112
Figura 5.7 Requisito de Missão 1.01.001 – AESP14.....	114
Figura 5.8 Requisito de Projeto 1.05.004 – AESP14.....	115
Figura 5.9 Níveis de Sucesso da Missão – AESP14.....	116
Figura 5.10 Calculo do Nível de Sucesso da Missão .....	117
Figura 5.11 Matriz de Relacionamento entre “stakeholders” e Requisitos de “stakeholder” .....	119
Figura 5.12 Fluxo de Dados no Ambiente de Decisão Proposto .....	123
Figura 5.13 Hierarquia de decisão AHP pelos códigos de critério .....	125
Figura 5.14 Requisito RS.1.4.1 gerado pelo critério 1.4.1 .....	126
Figura 5.15 Diagrama de requisito RS.1.4 .....	127
Figura 5.16 Requisitos referentes à hierarquia AHP .....	128
Figura 5.17 Definição da interface ISVL do CubeSat.....	133
Figura 5.18 Especialização do bloco Veículo Lançador para a comparação .	135
Figura 5.19 Dados da Interface do Veículo Lançador Dnepr .....	138
Figura 5.20 Dados da Interface do Veículo Lançador Pegasus .....	139
Figura 5.21 Dados da Interface do Veículo Lançador Falcon9.....	140
Figura 5.22 Dados da Interface do Veículo Lançador Soyuz .....	141
Figura 5.23 Pesos Relativos – Aplicação do Método AHP – Critério Pressão Acústica.....	143
Figura 5.24 Resultados da aplicação do método AHP no nível 3 da hierarquia .....	146
Figura 5.25 Resultados da aplicação do método AHP no nível 2 da hierarquia .....	147
Figura 5.26 Resultado final da aplicação do método AHP na escolha proposta .....	148

Figura 5.27 Verificação da compatibilidade dos níveis no nível 3 da hierarquia .....	149
Figura 5.28 Verificação da compatibilidade dos níveis no nível 2 da hierarquia .....	150
Figura B.1 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do segmento controle de missão. ....	179
Figura B.2 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do segmento lançador. ....	180
Figura B.3 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do segmento solo. ....	180
Figura B.4 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do serviço/usuário.....	181
Figura C. 1 “stakeholders” grupo de desenvolvimento e suas expectativas... ..	184
Figura C. 2 “stakeholders” patrocinadores e suas expectativas .....	185
Figura C. 3 “stakeholders” organizações de infraestrutura e suas expectativas .....	186
Figura C. 4 “stakeholders” comercial/industrial e suas expectativas .....	187
Figura C. 5 “stakeholder” publico e suas expectativas .....	188
Figura C. 6 “stakeholder” radioamadores e suas expectativas.....	189
Figura B. 7 “stakeholders” instituições governamentais .....	189
Figura C. 8 Requisito de “stakeholder” RStk-02 do projeto AESP14.....	191
Figura C. 9 Requisito de “stakeholder” RStk-03 do projeto AESP14.....	192
Figura C. 10 Requisito de “stakeholder” RStk-04 do projeto AESP14.....	193
Figura C. 11 Requisito de “stakeholder” RStk-05 do projeto AESP14.....	194
Figura C. 12 Requisito de “stakeholder” RStk-06 do projeto AESP14.....	195
Figura C. 13 Requisito de “stakeholder” RStk-07 do projeto AESP14.....	196
Figura C. 14 Requisito de missão 1.02.001 do projeto AESP14 .....	198
Figura C. 15. Requisito de missão 1.02.005 do projeto AESP14 .....	199
Figura C. 16. Requisito de missão 1.03.001 do projeto AESP14 .....	200
Figura C. 17. Requisito de missão 1.03.002 do projeto AESP14 .....	201
Figura C. 18. Requisito de missão 1.04.001 do projeto AESP14 .....	202
Figura C. 19. Requisito de missão 1.04.002 do projeto AESP14 .....	203
Figura C. 20. Requisito de projeto 1.05.001 do projeto AESP14.....	204
Figura C. 21. Requisito de projeto 1.05.002 do projeto AESP14.....	205
Figura C. 22. Requisito de projeto 1.05.003 do projeto AESP14.....	206
Figura C. 23 Requisito de projeto 1.05.005 do projeto AESP14.....	207
Figura C. 24 Requisito de projeto 1.05.006 do projeto AESP14.....	208
Figura C. 25 Requisito de projeto 1.05.007 do projeto AESP14.....	209



## LISTA DE TABELAS

	<b><u>Pág.</u></b>
Tabela 2.1 Tabela comparativa entre ES centrada em documentos e MBSE..	43
Tabela 2.2 Tabela de Pontuação de Peso Relativo .....	57
Tabela 2.3 Exemplo de preenchimento de uma comparação AHP de opções	58
Tabela 3.1 Correlação entre o presente trabalho e os trabalhos anteriores.....	63
Tabela 4.1 Requisitos Mínimos dos Fios da Interface Elétrica do Taurus® .....	90
Tabela 5.1 Requisitos originados por “Stakeholder .....	120
Tabela 5.2 Susceptibilidade à radiação eletromagnética irradiada .....	129
Tabela 5.3 Níveis de Vibração Aleatória para o satélite hipotético.....	130
Tabela 5.4 Níveis de vibração em choque para o satélite hipotético.....	131
Tabela 5.5 Níveis de pressão acústica para o satélite hipotético .....	131
Tabela 5.6 Pesos obtidos da aplicação do método AHP no nível 2 da hierarquia .....	144
Tabela 5.7 Pesos obtidos da aplicação do método AHP no nível 3 da hierarquia .....	145
Tabela A. 1 Classes de Satélites por Massa .....	177
Tabela D. 1 Valores da ISVL - Dnepr .....	211
Tabela D. 2 Valores da ISVL – Falcon 9 .....	216
Tabela D. 3 Valores da ISVL – Pegasus .....	220
Tabela D. 4 Valores da ISVL – Soyuz .....	224



## LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AEB	Agência Espacial Brasileira
AHP	<i>Analytic Hierarchy Process</i> – Processo Analítico Hierárquico
BKCASE	<i>Body of Knowledge and Curriculum to Advance Systems Engineering Project</i> – Corpo de Conhecimento e Currículo para o Avanço do Projeto de Engenharia de Sistemas
CAD	<i>Computer-Aided Design</i> – Desenho/Projeto assistido por Computador
CBERS	<i>China-Brazil Earth-Resources Satellite</i> – Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres
CLA	<i>Coupled Load Analysis</i> – Análise de Carga Acoplada
DCI	Documento de Controle de Interface
ECAD	<i>Electrical Computer Aided Design</i> – Projeto Elétrico Assistido por Computador
EGSE	<i>Electronic Ground Support Equipment</i> – Equipamento eletrônico de suporte de solo
ES	Engenharia de Sistemas
ESA	<i>European Space Agency</i> – Agência Espacial Europeia
ESOC	<i>European Space Operations Centre</i> – Centro Europeu de Operações Espaciais
ICD	<i>Interface Control Document</i> – Documento de Controle de Interface

ISVL	Interface Satélite/Veículo Lançador
INCOSE	<i>International Council on Systems Engineering</i> – Conselho Internacional em Engenharia de Sistemas
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LEO	<i>Low Earth Orbit</i> – Órbita Baixa Terrestre
MBSE	<i>Model Based Systems Engineering</i> – Engenharia de Sistemas Baseada em Modelo
MCAD	<i>Mechanical Computer Aided Design</i> – Projeto Mecânico Assistido por Computador
MDD	Medida de Desempenho
MDE	Medida de Efetividade
MOE	<i>Measure of Effectiveness</i> – Medida de Efetividade
MRISVL	Modelo de Referência da Interface Satélite/Veículo Lançador
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i> – Administração Nacional de Aeronáutica e Espaço
OASP	<i>Overall Acoustic Sound Pressure</i> – Pressão Acústica Sonora Total
PDCU	<i>Power Distribution and Control Unit</i> – Unidade de Controle e Distribuição de Energia
PLM	<i>Product Lifecycle Management</i> – Gerenciamento do Ciclo de Vida do Produto
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais



PSD	<i>Power Spectral Density</i> – Densidade Espectral de Potência
PSM	Plataforma Suborbital de Microgravidade
PTB	Par Trançado Blindado
RF	Radiofrequência
SCM	Segmento Controle de Missão
SCM	<i>Supply Chain Management</i> – Gerenciamento da Cadeia de Suprimento
SE	Segmento Espacial
SEBoK	<i>Systems Engineering Body of Knowledge</i> - Corpo de Conhecimento de Engenharia de Sistemas
SID	Serviço de Informação e Documentação
SL	Segmento Lançador
SRS	<i>Shock Response Spectrum</i> – Espectro de Resposta ao Choque
SS	Segmento Solo
SSU	Segmento Serviço/Usuário
SSWG	<i>Space Systems Working Group</i> – Grupo de Trabalho de Sistemas Espaciais (INCOSE)
SysML	<i>Systems Modeling Language</i> – Linguagem de Modelagem de Sistemas

TRANSPONDER	<i>Transmitter-responder</i> Transmissor-respondedor, também referido como respondedor-radar
Tx	Taxa
UML	<i>Unified Modeling Language</i> – Linguagem de Modelagem Unificada
U.S.DT/FHA	<i>United States Department of Transportation / Federal Highway Administration</i> – Departamento de Transportes dos Estados Unidos / Administração Federal de Rodovias
V&V	Verificação e Validação
VL	Veículo Lançador
XML	<i>eXtensible Markup Language</i> – Linguagem Extensível de Marcação

## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	Tamanho do semieixo maior da elipse em uma órbita de satélite;
$b$	Tamanho do semieixo menor da elipse em uma órbita de satélite;
$i$	Inclinação do plano orbital de um satélite em relação ao plano equatorial terrestre;
$k$	Índice para o subcritério dentro de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$kn$	Quantidade de subcritérios para o critério dado de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$l$	Índice para uma opção dentro de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$S$	Matriz de ordem $n$ , onde $n$ é o número de elementos comparados em um nó de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$S_{ij}$	Pontuação de peso relativo do critério ou opção $i$ pelo critério ou opção $j$ em uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$v$	Anomalia verdadeira de uma órbita de satélite (ângulo entre a posição do satélite e o eixo que tem origem no centro da Terra e cresce em direção ao ponto do Perigeu, em determinado instante de tempo);
$w$	Vetor de ordem $n$ com os pesos de cada opção para cada critério em um nó de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$w_i$	Peso do critério ou opção $i$ sob um determinado nó de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;

$w_j$	Peso do critério ou opção $j$ sob um determinado nó de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$w_{OC_l}$	Peso da opção $l$ para o dado critério (no nível $m$ ) de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$w_{OSC_{k,l}}$	Peso da opção $l$ para o subcritério $k$ de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$w_{SC_k}$	Peso do subcritério $k$ para o critério dado de uma estrutura hierárquica para a tomada de decisão;
$\lambda_{max}$	Maior autovalor para determinada transformação linear;
$\Omega$	Longitude do nó ascendente de uma órbita de satélite;
$\omega$	Argumento do perigeu de uma órbita de satélite;

## SUMÁRIO

	<b><u>Pág.</u></b>
1 INTRODUÇÃO .....	1
1.1. Motivação .....	1
1.2. Definição do Problema.....	3
1.3. Solução Proposta.....	4
1.4. Objetivo da Dissertação .....	5
1.5. Metodologia .....	5
1.5.1. Características da Interface S-VL.....	6
1.5.2. Utilização da Linguagem SysML .....	7
1.5.3. Escolha do Processo de Referência.....	7
1.5.4. Desenvolvimento do Modelo de Referência MRISVL.....	7
1.5.5. Estudos de Caso .....	8
1.6. Estrutura da dissertação .....	8
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	11
2.1. Missão Espacial .....	11
2.2. Satélites .....	19
2.2.1. Subsistemas dos Satélites.....	19
2.2.1.1. Subistema de Controle de Atitude .....	19
2.2.1.2. Subistema de Suprimento de Energia .....	19
2.2.1.3. Subistema de Telecomunicação de Serviço .....	20
2.2.1.4. Subistema de Gestão de Bordo.....	20
2.2.1.5. Subistema Estruturas e Mecanismos .....	20
2.2.1.6. Subistema de Controle Térmico .....	20
2.2.1.7. Subistema de Propulsão.....	21
2.2.1.8. Subistemas Relacionados ao Módulo de Carga Útil.....	21
2.2.2. Parâmetros das Órbitas dos Satélites .....	21
2.3. Veículos Lançadores .....	23
2.3.1. Estágios.....	24
2.3.2. Interestágios .....	25
2.3.3. Coifa .....	25
2.4. Interface Entre o Satélite e o Veículo Lançador.....	26

2.4.1.	Acelerações .....	26
2.4.2.	Radiação Eletromagnética na Faixa de Radiofrequencia .....	27
2.4.3.	Pressão Acústica .....	27
2.4.4.	Despressurização da Coifa .....	28
2.4.5.	Transferência de Calor .....	28
2.4.6.	Interface Elétrica .....	28
2.4.7.	Interface Mecânica .....	29
2.5.	Engenharia de Sistemas .....	30
2.5.1.	Definição de Sistema .....	31
2.5.2.	“Stakeholders” .....	32
2.5.3.	Requisitos .....	32
2.5.3.1.	Características de Bons Requisitos .....	33
2.5.3.2.	Medidas de Efetividade .....	34
2.5.4.	O Modelo em V de Ciclo de Vida de Processo de ES .....	34
2.6.	Engenharia de Sistemas Baseada em Modelos .....	36
2.7.	A Linguagem SysML para Modelagem de Sistemas .....	44
2.8.	O Método de Decisão Multi-critério AHP .....	54
3	TRABALHOS ANTERIORES .....	61
3.1.	Modelo de referência de CubeSat - SSWG .....	68
3.2.	Processo de Referência para o Desenvolvimento da Arquitetura de Sistemas de Pico e Nanosatélites .....	68
4	O MODELO DE REFERÊNCIA PROPOSTO .....	71
4.1.	Modelo de Missão Espacial .....	71
4.1.1.	Necessidades de Missão .....	72
4.1.2.	Segmentos de Missão .....	73
4.2.	“Stakeholders” no Modelo .....	74
4.3.	Características da Interface ISVL .....	80
4.3.1.	Interface Elétrica .....	85
4.3.2.	Interface Mecânica .....	92
4.4.	Elementos Adicionais Modelados .....	98
5	ESTUDOS DE CASO .....	103
5.1.	Análise de “Stakeholders” e Requisitos de Missão do Projeto CubeSat AESP14 .....	103

5.1.1.	Declaração de Necessidades de Missão .....	104
5.1.2.	Principais “Stakeholders” e suas Expectativas .....	106
5.1.3.	Requisitos de “Stakeholder” .....	108
5.1.4.	Definição de Missão .....	111
5.1.5.	Requisitos de Missão e Projeto .....	113
5.1.6.	Níveis de Sucesso da Missão.....	115
5.1.7.	Resultados do Estudo de Caso .....	117
5.2.	Definição de um veículo Lançador / Opção de Projeto.....	121
5.2.1.	Uso do método AHP .....	123
5.2.2.	A Hierarquia de Decisão AHP em SysML.....	124
5.2.3.	CubeSat para Estudo de Caso .....	128
5.2.4.	Comparativo entre Veículos Lançadores.....	133
5.2.5.	Resultados, Considerações e Simplificações .....	136
5.2.6.	Planilha Utilizada na Decisão .....	142
5.2.7.	Comparações e Aplicação do Método AHP.....	142
5.2.8.	Resultados Finais .....	144
6	CONCLUSÃO E DISCUSSÃO.....	153
6.1.	Objetivos Atendidos .....	153
6.2.	Contribuições do Modelo Proposto .....	153
6.3.	Limitações.....	153
6.4.	Conclusão .....	155
6.5.	Sugestão de Trabalhos Futuros.....	156
6.6.	Publicações.....	157
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....	159
	GLOSSÁRIO .....	171
	APÊNDICE A – CLASSIFICAÇÃO DOS SATÉLITES QUANTO À SUA ÁREA DE ATUAÇÃO E QUANTO À SUA MASSA.....	175
A.1.	Classificação Quanto à Area de Atuação.....	175
A.1.1.	Observação Terrestre .....	175
A.1.2.	Observação do Clima Terrestre .....	175
A.1.3.	Teste Tecnológico.....	175
A.1.4.	Pesquisa Fundamental .....	176
A.1.5.	Comunicação .....	176

A.1.6.Missões Militares .....	176
A.1.7.Navegação.....	176
A.1.8.Exploração Planetária.....	176
A.1.9.Voo Espacial Humano.....	176
A.2.Classificação Quanto à Massa.....	177
APÊNDICE B – APLICAÇÃO DO MÉTODO IDEF0 PARA OBTENÇÃO DOS STAKEHOLDERS AOS DE MAIS SEGMENTOS DE MISSÃO ESPACIAL....	179
APÊNDICE C – ESTUDO DE CASO – MODELO EM SYSML DA ANÁLISE DE “STAKEHOLDERS” E REQUISITOS DE MISSÃO - COMPLEMENTO .....	183
C.1. Principais “Stakeholders” e suas expectativas.....	183
C.2. Requisitos de “Stakeholder”.....	190
C.3. Requisitos de Missão e Projeto .....	197
APÊNDICE D – ESTUDO DE CASO HIPOTÉTICA ESCOLHA DE VEÍCULO LANÇADOR / OPÇÃO DE PROJETO – VALORES MODELADOS PARA OS VLs.....	211



# 1 INTRODUÇÃO

Os satélites artificiais são dispositivos estratégicos ao modo de vida atual uma vez que serviços como comunicação, previsão do tempo e navegação muitas vezes dependem destes artefatos.

Um satélite é colocado em ambiente espacial de modo a orbitar a Terra para prover um determinado serviço. Com a tecnologia atual, a forma de colocar-se um satélite em determinada órbita é por meio de veículos lançadores (VLs) providos de propulsores a motor-foguete.

Colocar um satélite em determinada órbita significa levar o satélite à determinada posição no espaço e com um determinado vetor velocidade.

Uma metodologia utilizada no desenvolvimento de satélites e de VLs é a de Engenharia de Sistemas (ES). Novas abordagens de ES têm surgido, dentre elas a de Engenharia de Sistemas baseada em modelo (MBSE – *Model Based Systems Engineering*).

Este trabalho propõe um modelo de referência da interface entre o satélite e o VL (MRISVL), a servir como base para futuros esforços na utilização de MBSE, para definição e controle da interface entre satélite e VL (ISVL) e ainda dar suporte a uma escolha de um VL ou opção de projeto de VL por meio do método *Analytic Hierarchy Process* – *AHP* (Processo Analítico Hierárquico, em português).

## 1.1. MOTIVAÇÃO

As atividades espaciais brasileiras são, em sua maioria, fomentadas pelo Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE) (AEB, 2012), que tem vigência no período de 2012 a 2021. Duas das ações prioritárias do PNAE são "alcançar a capacidade de lançar satélites a partir do nosso território" e "usar o poder de compra do Estado, mobilizando a indústria para o desenvolvimento de sistemas espaciais completos". Estas ações prioritárias levam ao desenvolvimento e à operação de satélites e de VLs. Dessa forma, é

importante elaborar, estudar e aprimorar o desenvolvimento e a operação destes sistemas no Brasil.

Em uma missão espacial, geralmente o sistema satélite e o sistema VL são desenvolvidos por equipes e até mesmo por organizações diferentes. Entende-se que a ISVL é importante para os desenvolvedores de satélites e de VLs, pois gera requisitos para estes desenvolvimentos. Conclui-se, portanto, que se faz importante a definição e o controle dessa interface.

Os satélites e os VLs são sistemas complexos e demandam uma metodologia para lidar com seus processos de desenvolvimento. Estes processos de desenvolvimento tratam de um grande número de aspectos de sistema, que têm um alto grau de interdependência. Os componentes dos sistemas quando agregados, de modo a compor o sistema, geram propriedades emergentes. Este conjunto de aspectos de sistemas e propriedades emergentes tem uma determinada complexidade que é difícil de ser gerenciada algumas vezes.

A Engenharia de Sistemas (ES) é uma metodologia interdisciplinar, que permite a realização de sistemas bem-sucedidos (INCOSE, 2015) e deve ser utilizada para gerenciar a complexidade inerente a estes sistemas espaciais. A ES integra todas as disciplinas e grupos de especialidades em um esforço de equipe, formando um processo de desenvolvimento estruturado que vai do conceito à produção e, após, à operação do sistema (INCOSE, 2015). Os processos de ES consideram não apenas o sistema que está sendo realizado, mas também todas as pessoas e organizações envolvidas neste processo.

O aumento da complexidade do sistema exige práticas de ES mais rigorosas e formalizadas. Em resposta a essa demanda, juntamente com os avanços na tecnologia computacional, a prática da ES passa por uma transição fundamental de uma abordagem baseada em documentos, para uma abordagem baseada em modelos (Friedenthal *et al*, 2009). A abordagem de MBSE tem algumas vantagens em relação às abordagens de ES mais tradicionais, algumas dessas vantagens são: (1) o controle de configuração é menos oneroso; (2) a apresentação é desacoplada dos dados, ou seja pode-se

gerar diferentes diagramas, de diferentes representações do sistema, a partir de um mesmo modelo; (3) existe uma melhora na troca de dados, pelas diversas disciplinas de desenvolvimento, através dos processos de ES; (4) os dados do sistema são compreensíveis por máquinas (KONING *et al*, 2010) e (5) dependem menos da interferência humana e também ocorre a facilitação do reuso de soluções arquiteturais. O uso da abordagem MBSE tem potencial para melhorar as atividades de definição e o controle da ISVL em relação à abordagem de ES centrada em documentos.

## **1.2. DEFINIÇÃO DO PROBLEMA**

A fase do ciclo de vida do satélite, na qual ele é colocado em órbita por meio de um VL, é chamada de lançamento. A fase de lançamento é parte da fase E do ciclo de vida de projetos da ESA (Agência Espacial Europeia). Durante o lançamento o satélite é submetido a um ambiente diferente do ambiente espacial. Este ambiente, ao qual o satélite é submetido, tem seus parâmetros em função também das características do VL.

A definição do ambiente ao qual o satélite é submetido durante o lançamento se dá por meio da definição da ISVL. A partir da definição desta interface resultam não apenas os aspectos ambientais do lançamento (cargas térmicas, acústicas, radioelétricas, acelerações entre outras), mas também os aspectos mecânicos e elétricos da montagem e da integração do satélite com o VL.

A ISVL é definida, neste trabalho, como o conjunto de todos os sistemas, subsistemas e componentes do VL que trocam matéria, e / ou energia, e / ou informação com o satélite.

É importante que a ISVL seja definida, estudada e controlada durante todos os processos de desenvolvimento do satélite e do VL, em um ambiente no qual estes dois sistemas estão sendo desenvolvidos simultaneamente. Esta ISVL é parte da definição de ambos os sistemas.

Outra parte do problema é a escolha de uma determinada opção de projeto para um VL. Em um ambiente de desenvolvimento simultâneo de sistemas

diferentes e complexos, por duas organizações diferentes, alguns problemas de interface podem surgir. Estas organizações estão geralmente em locais diferentes e sob diferentes administrações, e ainda, é provável que tenham diferentes abordagens, metodologias e até mesmo prioridades diferentes. Neste contexto, podem haver dificuldades na troca de dados ou, ainda, uso de dados inválidos.

Ter uma abordagem única e que seja uma abordagem de MBSE pode melhorar tanto estes processos de definição, como o estudo e controle desta interface.

O problema a ser abordado por esta dissertação é o problema da dificuldade do controle da ISVL por duas organizações diferentes e ainda, de forma secundária, a escolha de uma determinada opção de projeto de VL utilizando dados da ISVL.

### **1.3. SOLUÇÃO PROPOSTA**

O escopo deste trabalho reside no estudo de parte do processo de ES a ser utilizado para definição de missões orbitais, com a especificidade no processo de engenharia relacionado à definição da ISVL quanto aos aspectos relacionados a fase de lançamento do satélite ao espaço.

A solução proposta para melhorar os processos de definição e controle da ISVL é a utilização de uma abordagem de MBSE e um modelo de referência desta interface a ser compartilhado entre as organizações de desenvolvimento do satélite e VL.

Para que se efetive a utilização desta abordagem nos processos de ES, relacionados com a ISVL, são necessárias várias etapas, que vão desde a modelagem destes processos de ES, até a implantação da abordagem de MBSE como ferramenta para suportar os processos modelados.

Uma das etapas para a implantação da abordagem de MBSE pode ser a criação de um modelo de referência, o qual as equipes podem usar no desenvolvimento de uma missão específica, conforme proposto por Kaslow *et*

al (2015). Dessa forma, a elaboração de um modelo de referência da ISVL (MRISVL) pode fazer parte da implantação da abordagem de MBSE.

Como existem diversos aspectos relacionados à ISVL, de diversas ordens, este estudo se limitará aos aspectos relacionados à fase de lançamento.

Propõe-se ainda a utilização do método AHP em conjunto com o MRISVL para a escolha de uma determinada opção de projeto de VL, ou em alguns casos a utilização do AHP para a escolha de um VL disponível para o lançamento.

#### **1.4. OBJETIVO DA DISSERTAÇÃO**

O objetivo desta dissertação é propor um MRISVL de modo a melhorar a definição e controle da ISVL utilizando a abordagem MBSE e que ainda dê suporte a uma escolha de um VL ou opção de projeto de VL com base nos dados desta interface.

Este estudo teve como objetivos:

- Obter um modelo de referência, levando-se em consideração apenas a fase de lançamento, a ser utilizado em futuros esforços de implementação de MBSE na definição da ISVL e que ainda dê suporte a uma escolha de uma determinada opção de projeto de VL ou de um VL existente utilizando o método AHP;
- Aplicar o modelo em uma escolha utilizando o método AHP;
- Avaliar a aplicação do modelo em uma escolha utilizando o método AHP;

#### **1.5. METODOLOGIA**

Este trabalho parte da premissa de que a aplicação de uma abordagem de MBSE durante os processos de ES pode melhorar a comunicação entre organizações de desenvolvimento de um satélite e de um VL. Propõe-se uma abordagem MBSE aplicada ao desenvolvimento simultâneo de um satélite e um VL.

Dessa forma, este trabalho teve por objetivo propor um modelo de referência, na linguagem de modelagem de sistemas SysML, para a ISVL e ainda que dê suporte a uma escolha de VL ou opção de projeto de VL por meio do método AHP. Para tanto, foram seguidos os seguintes passos, aplicados de forma ordenada:

- a) Pesquisa em diversos manuais de usuário de veículos lançadores, de modo a criar um conjunto mínimo de características importantes para a ISVL;
- b) Escolha, pesquisa e aprendizado da linguagem de modelagem de sistemas SysML;
- c) Pesquisa com o objetivo de encontrar um modelo de referência para um processo de ES;
- d) Desenvolvimento do MRISVL a ser aplicado em parte do modelo de processo de ES e que dê suporte à uma escolha de um VL ou opção de projeto de VL por meio do método AHP;
- e) Elaboração de um estudo de caso para transcrição dos resultados de uma “Análise de *Stakeholders* e Requisitos de Missão” para a SysML e elaboração de um estudo de caso de modo a apresentar um ambiente tomada de decisão utilizado o MRISVL e o método AHP.

#### **1.5.1. CARACTERÍSTICAS DA INTERFACE S-VL**

Foi realizada uma revisão nos manuais de usuários dos lançadores e literatura, com o objetivo de se levantar as principais características da ISVL a serem modeladas, a citar: Guia de usuário do lançador Falcon 9 (SPACE EX, 2015), Guia de usuário do lançador DNEPR (SPACE COMPANY KOSMOTRAS, 2001), Guia de usuário do lançador Pegasus (ORBITAL SCIENCES CORPORATION, 2015), Guia de usuário do lançador Soyuz, lançado a partir do Centro Espacial de Kourou (ARIANESPACE SERVICES AND SOLUTIONS, 2012) e publicação “Introdução à Tecnologia de Foguetes” (PALMERIO, 2004).

### **1.5.2. UTILIZAÇÃO DA LINGUAGEM SysML**

Escolheu-se a SysML como linguagem de modelagem de sistemas. Neste trabalho ela foi sucintamente descrita como linguagem de modelagem de sistemas na seção 2.7. Esta escolha se deu em virtude de sua relevância para o contexto MBSE atual, pela disponibilidade de diversas ferramentas de modelagem SysML disponíveis e, ainda, pela alta disponibilidade de obras publicadas usando SysML como a principal linguagem para MBSE.

Esta fase foi necessária para o entendimento dos conceitos e normas desta linguagem que permitirão sua posterior utilização.

### **1.5.3. ESCOLHA DO PROCESSO DE REFERÊNCIA**

Um modelo de referência de MBSE tem a função de registrar e disponibilizar os dados gerados por um processo de ES. Neste trabalho foi realizada uma pesquisa com o objetivo de encontrar um processo de ES a ser utilizado como referência.

O processo utilizado foi o “processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nanosatélites” proposto por Costa (2015).

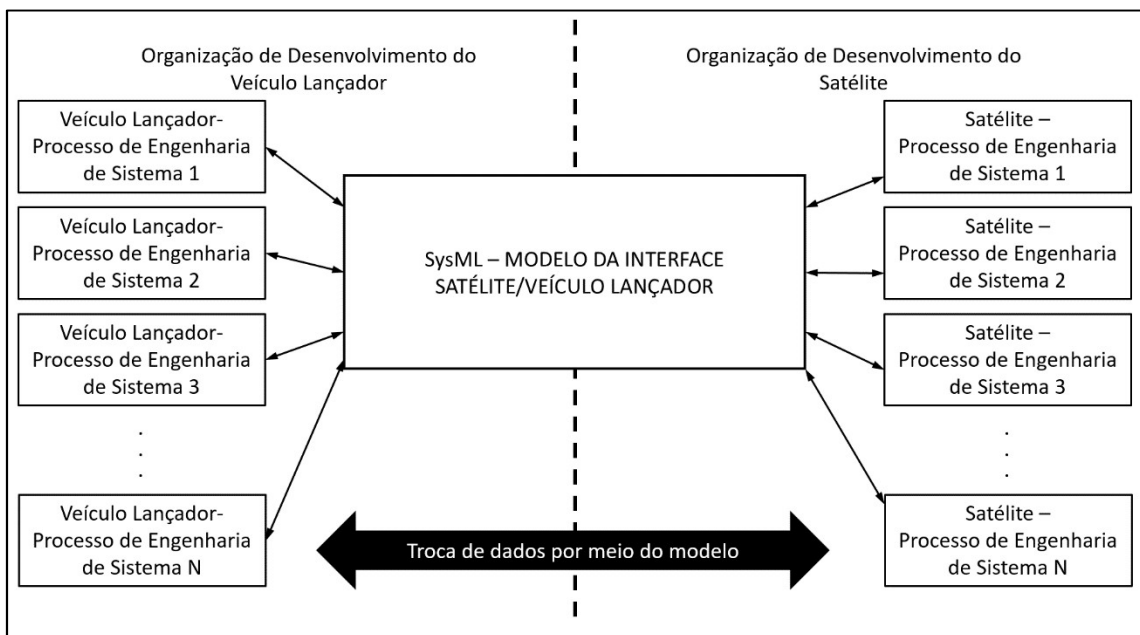
Este processo foi escolhido por ser um processo de referência para o desenvolvimento de um CubeSat, que, supostamente, deve ser um sistema mais simples do que um veículo lançador e um satélite de médio ou grande porte.

### **1.5.4. DESENVOLVIMENTO DO MODELO DE REFERÊNCIA MRISVL**

Com base na fundamentação teórica apresentada resumidamente no Capítulo 2, nos trabalhos anteriores citados no Capítulo 3 e na pesquisa citada no início desta seção, foi desenvolvido o modelo de referência MRISVL, ora proposto.

A Figura 1.1, mostra o ambiente de MBSE proposto e no qual o MRISVL serve como referência.

**Figura 1.1 Ambiente de Aplicação do MRISVL**



Fonte: Produção do autor

### 1.5.5. ESTUDOS DE CASO

Dois estudos de caso foram planejados, a saber: (1) transcrição dos resultados de uma “Análise de “*Stakeholders*” e Requisitos de Missão” para a SysML e (2) apresentação de um ambiente tomada de decisão utilizando o MRISVL. Os resultados destes estudos de caso, bem como as respectivas discussões, são apresentados no Capítulo 5.

### 1.6. ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO

Esta dissertação foi dividida em 6 capítulos a saber: (1) Introdução, (2) Fundamentação Teórica, (3) Trabalhos Anteriores, (4) O Modelo de Referência Proposto, (5) Estudos de Caso e (6) Conclusão e Discussão.

- 1. Introdução:** este capítulo introduz o assunto o qual esta dissertação trata, o problema a ser resolvido, a solução proposta para resolver este problema, o objetivo esperado e a metodologia utilizada.
- 2. Fundamentação Teórica:** este capítulo aborda os conceitos básicos, tecnologias e padrões utilizados para a elaboração deste trabalho:



definição teórica de missão espacial, apresentação da classificação e subsistemas dos satélites, apresentação dos subsistemas dos VLS, definições de conceitos relacionados a ES que foram utilizados, apresentação da abordagem de MBSE, apresentação da linguagem de modelagem de sistemas SysML e, ainda, a apresentação do método de decisão multicritério AHP.

- 3. Trabalhos Anteriores:** este capítulo apresenta os trabalhos anteriores que criaram o conhecimento e a base tecnológica para a realização deste trabalho.
- 4. O Modelo de Referência Proposto:** este capítulo apresenta o MRISVL proposto no presente trabalho.
- 5. Estudos de Caso:** neste capítulo são apresentados dois estudos de caso elaborados utilizando-se o MRISVL. O primeiro estudo de caso consistiu no modelo dos dados contidos no documento “Nanosatélite AESP14: análise de ‘stakeholders’ e requisitos de missão” (CARRERA et al., 2014). O segundo estudo de caso consistiu na elaboração de uma escolha de um VL, para o lançamento de um satélite hipotético, de modo a observar o uso dos atributos da interface modelada no MRISVL em um processo de ES utilizando o método AHP.
- 6. Fundamentação Teórica:** este capítulo apresenta os resultados obtidos das atividades desenvolvidas durante os estudos realizados.



## **2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA**

Neste capítulo serão apresentados os conceitos básicos, tecnologias e padrões utilizados para a elaboração do trabalho aqui exposto. Os conceitos básicos expostos serão: definição teórica de missão espacial, apresentação da classificação e subsistemas dos satélites, apresentação dos subsistemas dos VLS, apresentação da ISVL, definições de conceitos relacionados a ES que foram utilizados, apresentação da abordagem de MBSE, apresentação da linguagem de modelagem de sistemas SysML e, ainda, a apresentação do método de decisão multicritério AHP.

### **2.1. MISSÃO ESPACIAL**

Pode-se definir uma missão espacial como sendo uma forma de resolver um problema e/ou prover um serviço, de modo que um ou mais artefatos deve (m) ser levado (s) para fora da atmosfera terrestre, incluindo-se toda a infraestrutura necessária para a solução do problema ou a execução do serviço. Nesta seção será explicada a composição de uma missão espacial em segmentos de missão.

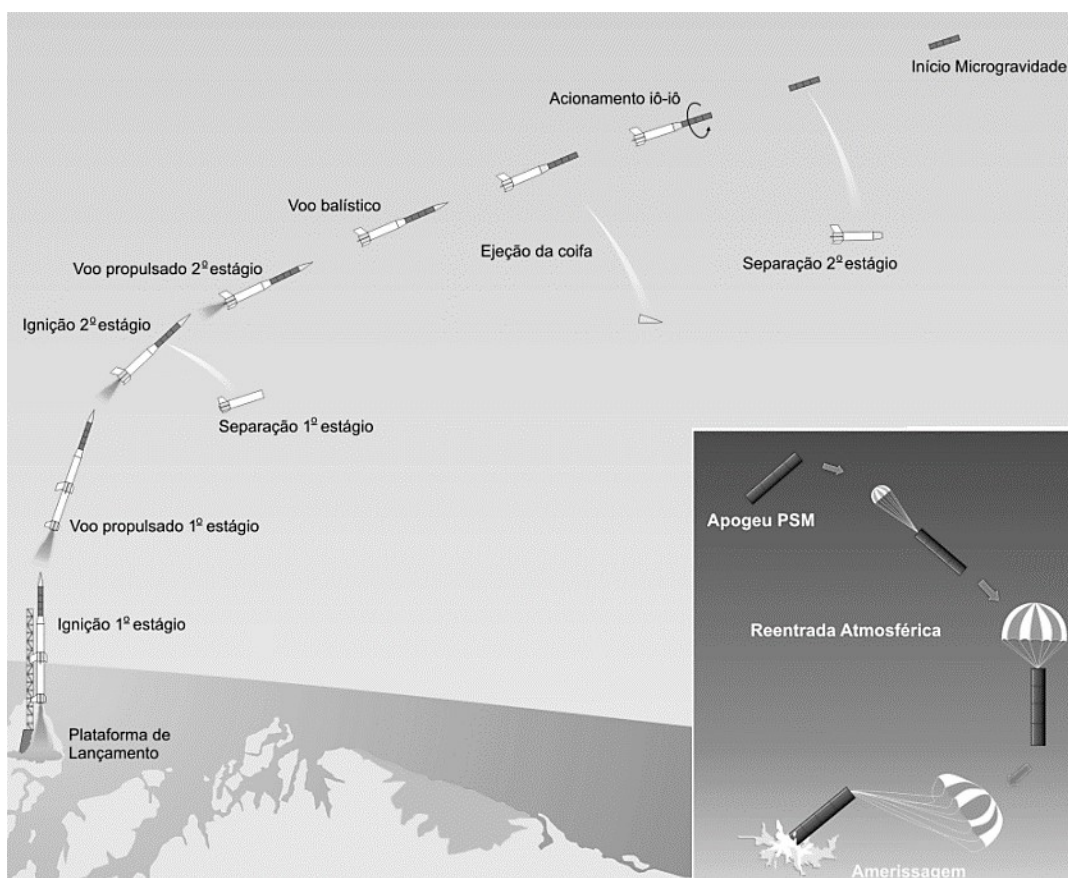
Este trabalho propõe a classificação das missões quanto à sua trajetória em três tipos aqui definidos como: (1) suborbital (parabólica), (2) orbital (elíptica) e (3) extraorbital (hiperbólica).

As missões suborbitais consistem no lançamento do artefato ao espaço e o seu retorno à Terra, momento no qual a missão é finalizada. O serviço provido pelo artefato ocorre durante o início do voo até o retorno à atmosfera terrestre. Citam-se, como exemplos, os voos de experimentos em microgravidade e os voos de sondagem espacial.

A Figura 2.1 mostra o típico perfil de uma missão suborbital de experimentos em microgravidade, na qual um veículo lançador lança uma carga útil em um voo parabólico para a ocorrência de experimentos científicos em um ambiente de muito baixa aceleração gravitacional, que ocorre devido ao voo parabólico.

Já as missões orbitais consistem em lançar o artefato no espaço de modo que o mesmo permaneça em determinada órbita elíptica ao redor de determinado corpo celeste provendo determinado serviço, sendo que, após o término desta missão, este artefato é disposto em uma trajetória descarte. Esta trajetória de descarte consiste em desacelerar o satélite de modo que a força da gravidade o atraia para a Terra e este satélite queime devido ao atrito com o ar e a sua alta velocidade de queda. É o que ocorre, por exemplo, em todas as missões de satélites terrestres artificiais.

**Figura 2.1 Perfil Típico da Missão MicroG - AEB**

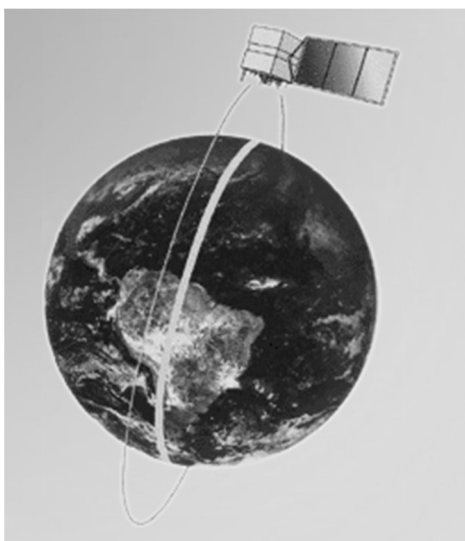


Fonte: Adaptada de MCTI-AEB (2013)

A Figura 2.2 mostra a órbita do satélite CBERS-1 e sua projeção na superfície da Terra. Esta órbita do satélite CBERS-1 é uma órbita com 778km de altitude, inclinação de  $98,504^\circ$  e 100,26 minutos de período orbital (INPE, 2011).

Por fim, as missões extraorbitais consistem em o artefato assumir uma trajetória (hiperbólica) na qual a influência da gravidade terrestre é muito pouco significativa, esta trajetória pode ser alterada quando da influência gravitacional de outros corpos celestes, de modo a executar uma missão, podendo ou não retornar à Terra, como por exemplo, nas missões de exploração espacial.

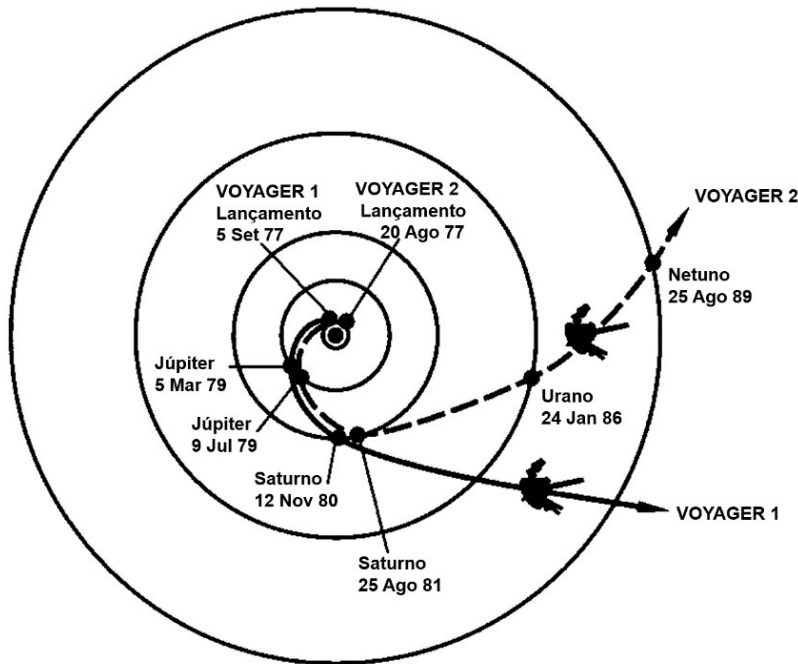
**Figura 2.2 Órbita do Satélite CBERS-1**



Fonte: Adaptada de INPE (2011)

A Figura 2.3 mostra as trajetórias iniciais das missões de exploração espacial Voyager 1 e Voyager 2 pelo Sistema Solar.

**Figura 2.3 Trajetórias iniciais das espaçonaves Voyager 1 e Voyager 2**



Fonte: Adaptado de NASA (1977)

Hoje, a maneira de tirar esses artefatos da atmosfera terrestre é usando veículos lançadores equipados propulsores a motor-foguete.

Em alguns casos o VL não leva o satélite diretamente à órbita determinada para a sua missão, mas sim a uma órbita intermediária e, então, o próprio satélite se injeta em sua órbita final.

Observa-se que a órbita de lançamento do satélite artificial (órbita final ou intermediária) é um elemento a ser considerado em ambos os projetos do satélite e do veículo lançador.

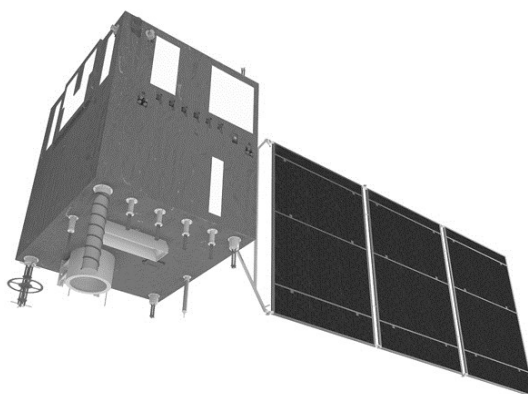
Os elementos de uma Missão Espacial são os Segmentos de Missão. Estes elementos ou componentes da missão serão descritos nesta seção, bem como suas classes.

Este trabalho foi desenvolvido de modo a considerar um ponto de vista generalista quanto ao serviço prestado pela Missão Espacial, a fim de se obter

um MRISVL. Para tanto, a Missão Espacial foi dividida em 5 classes de Segmentos de Missão:

- a) Seguimento Espacial:** engloba todos os artefatos no espaço, neste caso, todos os Satélites, seus subsistemas (considerando Hardware e Software), todos os equipamentos de apoio (elétricos e mecânicos), todos os esforços de desenvolvimento e qualificação, bem como sua integração ao Lançador e comissionamento. Ele é responsável pela execução de todas as funções da Missão Espacial no ambiente espacial. A Figura 2.4 mostra uma ilustração do Satélite CBERS 2B que faz parte do segmento espacial da missão CBERS.

**Figura 2.4 Satélite CBERS 2B**



Fonte: Adaptada de CBERS/INPE (2011)

- b) Segmento Lançador:** engloba (1) o Sistema de Lançamento e seus subsistemas (considerando hardware e software), (2) o segmento solo pertencente ao segmento lançador, que são: todos os equipamentos de apoio (elétricos e mecânicos), (3) o segmento controle de missão do segmento lançador do qual faz parte o Campo de Lançamento, (incluindo toda sua infraestrutura e todos os esforços necessários para que este campo esteja em condições de lançamento) e (4) o segmento serviço/usuário do segmento lançador que se constitui de todos os itens relacionados ao Serviço de Lançamento. O segmento lançador é

responsável por colocar o(s) artefato(s) (neste caso o(s) satélite(s)) em determinadas órbitas, finais ou de transferência, para que possam integrar o Segmento Espacial e executar sua missão. A Figura 2.5 mostra um Veículo Lançador Soyuz-FG em conjunto com o centro de lançamento de Baikonur, no Cazaquistão, cumprindo parte do papel de segmento lançador em missões de 5 satélites.

**Figura 2.5 Veículo Lançador Soyuz-FG em Baikonur**



Um veículo lançador russo Soyuz-FG lança os satélites: (1) Kanopus-V No. 1, (2) BKA, (3) MKA-FKI-PN1, (4) exactView-1 e (5) TET-1 a partir do centro de lançamento de Baikonur em 22 de julho de 2012

Fonte: ROSCOSMOS, space.com (2012)

- c) Segmento Solo:** engloba todos os sistemas que recebem e enviam dados ao segmento Espacial e fazem a interface entre os Segmentos Controle de Missão e Espaço, seus subsistemas (considerando hardware e software), todos os equipamentos de apoio (elétricos e mecânicos) e todos os esforços de desenvolvimento e qualificação. Ele é responsável pela interface entre o Segmento Controle de Missão e



Segmento Espacial, vale dizer, pelas trocas de informações entre estes segmentos. A Figura 2.6 mostra a estação terrena do INPE em Cuiabá-MT, que desempenha parte do papel de segmento solo na missão CBERS.

**Figura 2.6 Estação Terrena do INPE em Cuiabá-MT**



Fonte: Adaptada de CBERS/INPE (2013)

- d) Segmento Controle de Missão:** engloba todos os sistemas que recebem e enviam dados ao Segmento Solo e fazem a interface entre o Segmento de Serviço/ Usuário e o Segmento Solo, os sistemas necessários ao gerenciamento de órbita e de manutenção do satélite e seus subsistemas (Hardware e Software), todos os equipamentos de apoio (elétricos e mecânicos) e todos os esforços de desenvolvimento e qualificação. Ele é responsável pela interface entre os Segmentos Controle de Missão e Espacial, o que corresponde em processar e disseminar os dados da(s) carga(s) útil(eis) do Segmento Espacial (BOGOSSIAN, 2015), bem como fazer o gerenciamento de órbita e o planejamento de manobras do satélite. A Figura 2.7 mostra uma sala de

controle no ESOC (*European Space Operations Centre* – Centro Europeu de Operações Espaciais); o ESOC desempenha o papel de Segmento de Controle de Missão em diversas missões espaciais desempenhadas pela ESA.

**Figura 2.7 Sala de Controle no ESOC da Agência Espacial Européia ESA**



Fonte: ESA (2012)

É importante observar que há casos nos quais há trocas de dados diretamente entre os Segmentos Serviço / Usuário e Segmento Espacial, como os de Missões Espaciais de Telecomunicações e de Navegação Global, por exemplo.

- e) **Segmento de Serviço / Usuário:** é composto por todos os sistemas e/ou organizações e/ou pessoas que fazem uso dos serviços e/ou dados gerados pela Missão Espacial.

## **2.2. SATÉLITES**

Satélites artificiais, neste trabalho simplesmente satélites, são artefatos que orbitam corpos celestes, de modo a prover um ou mais serviços.

Neste item serão apresentados os seus subsistemas e uma explanação sobre a trajetória destes artefatos no espaço, a órbita.

O APÊNDICE A apresenta as classificações dos satélites por área de atuação e por massa.

### **2.2.1. SUBSISTEMAS DOS SATÉLITES**

Como exposto por Bogossian (2015) os satélites são divididos em dois módulos: módulo de serviço e módulo de carga útil. O módulo de serviço contém todos os subsistemas responsáveis pela manutenção da operação do satélite em ambiente espacial, já o módulo de carga útil contém todos os sistemas relacionados diretamente ao serviço prestado pelo satélite.

Os principais subsistemas de serviço do satélite são: (1) controle de atitude, (2) suprimento de energia, (3) telecomunicação de serviço, (4) gestão de bordo, (5) estrutura e mecanismos, (6) controle térmico e (7) propulsão. (BOGOSSIAN, 2015)

#### **2.2.1.1. SUBSISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE**

A atitude de um satélite é sua orientação. Dessa forma, a função do subsistema de controle de atitude é garantir o apontamento de um ou mais eixos do satélite para um determinado alvo (Terra, Sol, etc.), controlando seus eixos e garantindo um erro máximo deste apontamento, assim como, a estabilidade do satélite, de acordo com as exigências da missão. (BOGOSSIAN, 2015)

#### **2.2.1.2. SUBSISTEMA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA**

As funções do subsistema de suprimento de energia são produzir, armazenar e distribuir energia elétrica aos outros subsistemas com tensões elétricas adequadas. Um meio comum de se obter energia elétrica no ambiente espacial

é por meio de painéis solares. Desta forma, este subsistema deve ser capaz de transformar energia eletromagnética (luz solar) em energia elétrica quando os painéis estão iluminados, armazenando-as para momentos de eclipse.

#### **2.2.1.3. SUBSISTEMA DE TELECOMUNICAÇÃO DE SERVIÇO**

As funções deste subsistema são enviar dados de telemetria (estado dos diversos equipamentos de bordo) para o solo e receber do solo telecomandos que alteram a configuração. Ele permite fazer medidas de distância (*ranging*) e de velocidade (*range-rate / doppler*) entre o satélite e a estação de rastreamento e controle. Este subsistema é responsável pela comunicação, com o recebimento e transmissão dos sinais. (BOGOSSIAN, 2015)

#### **2.2.1.4. SUBSISTEMA DE GESTÃO DE BORDO**

As funções básicas deste subsistema são coletar informações dos estados dos diversos componentes de bordo e enviá-las para o solo através do subsistema de telecomunicação de serviço, e, ainda, receber os telecomandos oriundos do solo através do subsistema de telecomunicação de serviço, executá-los diretamente ou distribuí-los pelos diversos componentes de bordo em tempo real ou diferenciado. (BOGOSSIAN, 2015)

#### **2.2.1.5. SUBSISTEMA ESTRUTURAS E MECANISMOS**

As funções deste subsistema são fornecer suporte mecânico e de movimento para as partes (fixas e móveis) do satélite, e também oferecer proteção contra as vibrações durante a fase de lançamento, evitando ainda acoplamentos ressonantes com o veículo lançador. (BOGOSSIAN, 2015)

#### **2.2.1.6. SUBSISTEMA DE CONTROLE TÉRMICO**

As funções deste subsistema são manter os equipamentos dentro de suas faixas nominais de temperatura e garantir a taxa de variação de temperatura dentro dos limites previstos para os equipamentos. (BOGOSSIAN, 2015)

### **2.2.1.7. SUBSISTEMA DE PROPULSÃO**

As funções básicas deste subsistema são fornecer o empuxo necessário para o controle de órbita e produzir os torques necessários para o controle de atitude. (BOGOSSIAN, 2015)

### **2.2.1.8. SUBSISTEMAS RELACIONADOS AO MÓDULO DE CARGA ÚTIL**

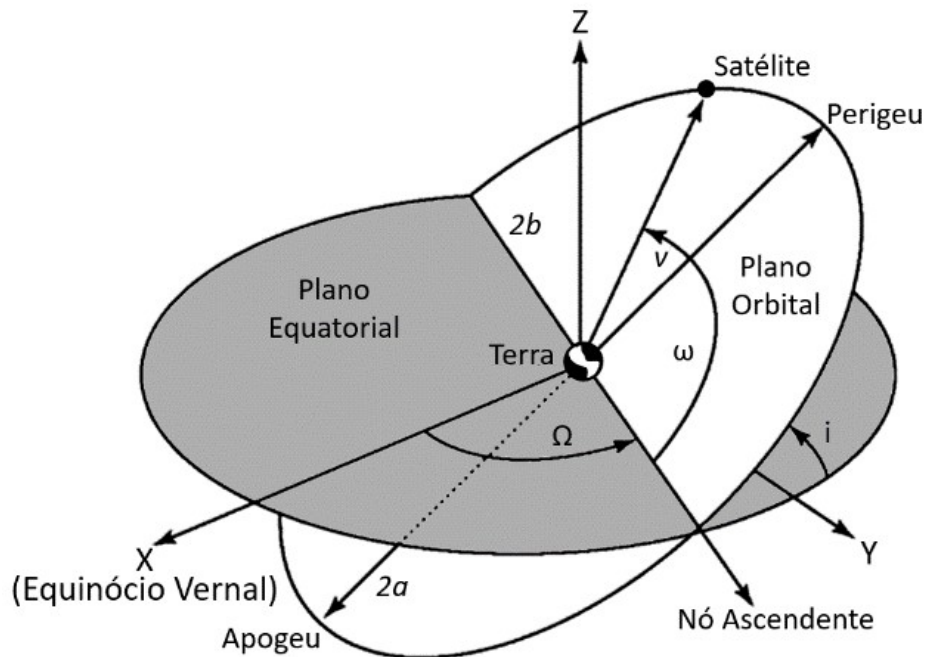
Trata-se de todos os subsistemas responsáveis por coletar, armazenar e enviar sinais e dados de modo a prover o serviço relacionado à missão do satélite. As especificidades e características dos subsistemas de carga útil variam de acordo com a missão.

### **2.2.2. PARÂMETROS DAS ÓRBITAS DOS SATÉLITES**

O movimento de um satélite artificial em torno do planeta Terra é descrito por uma órbita Kepleriana, ou seja, enquanto em operação são descritos por elipses ou por uma circunferência (caso específico de elipse). Em órbitas Keplerianas a Terra fica posicionada em um dos dois focos da elipse

Sendo assim, para que se determine uma órbita de um satélite, é necessário que se determine os parâmetros de uma elipse e os parâmetros que descrevem a forma como esta elipse está posicionada em relação à Terra. A Figura 2.8 apresenta estes parâmetros.

**Figura 2.8 Parâmetros de Órbitas Keplerianas**



Fonte: Adaptado de what-when-how.com ([2010])

Os parâmetros apresentados na Figura 2.8 são:

Apogeu: ponto de altitude máxima do satélite em relação à Terra;

Perigeu: ponto de altitude mínima do satélite em relação à Terra;

$a$ : tamanho do semieixo maior da elipse;

$b$ : tamanho do semieixo menor da elipse;

$i$ : inclinação do plano orbital em relação ao plano equatorial;

$\Omega$ : longitude do nó ascendente;

$\omega$ : argumento do perigeu;

$\nu$ : anomalia verdadeira (ângulo entre a posição do satélite e o eixo que tem origem no centro da Terra e cresce em direção ao ponto do Perigeu, em determinado instante de tempo).

Os parâmetros mínimos que descrevem estas órbitas são: (1) tamanho do semieixo maior da elipse, (2) tamanho do semieixo menor (igual ao tamanho do

semieixo maior no caso específico da circunferência), (3) inclinação do plano orbital em relação ao plano do equador, (4) longitude do nó ascendente, (5) argumento do perigeu e (6) anomalia verdadeira. Com estes parâmetros mínimos é possível calcular os demais parâmetros orbitais.

### **2.3. VEÍCULOS LANÇADORES**

A função do VL de satélites é entregar ao satélite a energia necessária para ser injetado em sua órbita, o que significa levar o satélite a determinado ponto do espaço com determinado vetor velocidade.

Com a tecnologia atual, a forma mais eficiente de realizar tal procedimento é através de motores de propulsão a foguetes.

A declaração de missão de um VL é "injetar um ou mais satélites em órbitas, com determinada precisão a partir de um determinado campo de lançamento." (PALMERIO, 2004)

Os VLs de satélite, geralmente, são compostos por: (1) estágios, (2) coifa e por (3) interestágios. A Figura 2.9 mostra a composição do VL Soyuz.

**Figura 2.9 Composição do Soyuz**



Fonte: adaptada de Ariespace Services and Solutions (2012)

### **2.3.1. ESTÁGIOS**

Os VLS, geralmente, têm de dois a cinco estágios, cada um com seu próprio sistema de propulsão. Os estágios são acionados de forma sequencial, e após a queima de todo o combustível de um estágio, este é descartado. Esta construção se dá para que, à medida que o propelente é utilizado, a estrutura que é utilizada para armazená-lo seja descartada, e assim o VL leve menos “peso morto” ao longo de sua trajetória. (SUTTON e BIBLARZ, 2000)



Cada estágio leva consigo seu próprio propelente, seu próprio sistema (ou sistemas) de propulsão e seu próprio sistema de controle. (SUTTON e BIBLARZ, 2000)

O número de estágios de um veículo depende da trajetória, do número e tipos de manobras, da energia específica do propelente dentre outros fatores. (SUTTON e BIBLARZ, 2000)

Em alguns casos, o primeiro estágio de um VL é composto por mais de um propulsor, este é o caso do VL Souyz, que está ilustrado na Figura 2.9. Esta configuração de estágio é, geralmente, denominada de “*cluster*”.

### **2.3.2. INTERESTÁGIOS**

Os interestágios, conectam um determinado estágio do VL a outro. Geralmente é composto por sua estrutura, pelo sistema de separação com o estágio a ser separado e pelos subsistemas aviônicos do VL.

Geralmente os subsistemas aviônicos ficam dispostos nos interestágios, porém a depender da arquitetura do VL equipamentos destes subsistemas podem estar dispostos em outras partes dos VLs. Geralmente, os principais serviços providos dos subsistemas aviônicos de VLs são:

- navegação do VL;
- guiagem do VL;
- controle do vetor empuxo;
- comunicação com solo;
- tratamento de dados;
- fornecimento de energia elétrica; e
- recebimento e decodificação do comando de teledestruição.

### **2.3.3. COIFA**

A coifa de um VL tem a função de proteger o satélite das cargas aerodinâmicas, acústicas e térmicas durante o voo enquanto na atmosfera. Uma vez que o VL sai da atmosfera, a coifa é alijada.

Geralmente, a coifa é composta pela sua estrutura, pelo sistema de separação e pelo adaptador do satélite.

O adaptador do satélite é a estrutura onde o satélite é montado no VL.

## **2.4. INTERFACE ENTRE O SATÉLITE E O VEÍCULO LANÇADOR**

A ISVL é definida, neste trabalho, como sendo todos os sistemas, subsistemas e componentes do VL que trocam energia, e/ou matéria e/ou informação com o satélite durante a fase de lançamento. Como já citado, existem fenômenos e características da ISVL que são significativas para o satélite, devem ser consideradas em seu projeto e dão origem a estas trocas de energia, e/ou matéria e/ou informação.

Estas características geralmente são expressas pelos manuais de usuário dos VLs, e são especificadas com mais detalhes em cada projeto por meio de um documento denominado “documento de controle de interface” abreviado por DCI e usualmente referido pela sigla da expressão na língua inglesa: ICD (*Interface Control Document* – Documento de Controle de Interface).

### **2.4.1. ACELERAÇÕES**

O satélite é um corpo não rígido, de modo que as acelerações provocam deformações nas estruturas do satélite. Outro fator a ser considerado refere-se ao fato de que o acoplamento entre as estruturas do satélite e do veículo lançador altera estas acelerações.

É importante que se conheça essas acelerações a fim de se avaliar se é possível ocorrer algum dano estrutural ao satélite durante o voo. Esta avaliação se dá, geralmente, por meio de simulações e / ou dados de voos anteriores e é chamada de análise de carga acoplada ou em inglês “*coupled load analysis*” (CLA).

As acelerações imprimidas ao satélite durante a fase de lançamento são classificadas, quanto à faixa de frequência, como sendo: quase estática (muito baixa frequência, devido ao deslocamento, até 2Hz), senoidal (baixa

frequência, até 100Hz), aleatória (faixa de frequência mais abrangente, 20Hz a 2000Hz) e choque (alta frequência, 100Hz a 10kHz) (CALVI, 2011)

#### **2.4.2. RADIAÇÃO ELETROMAGNÉTICA NA FAIXA DE RADIOFREQUENCIA**

A radiação eletromagnética na faixa de radiofrequência, geralmente chamada apenas de radiofrequência, ou ainda RF, é todo o conjunto de ondas eletromagnéticas que incidem no satélite, com frequência na faixa de 30Hz a 300GHz (BEASLEY e MILLER, 2013).

Durante a fase de lançamento existem diversos “geradores” de ondas eletromagnéticas na faixa de RF dentro do próprio VL, do campo de lançamento e do ambiente de lançamento, por exemplo, aviões e embarcações próximos à trajetória de voo do VL.

Essas ondas eletromagnéticas podem interferir nos circuitos e nos sistemas eletrônicos embarcados no satélite. A medida do nível no qual uma onda eletromagnética em determinada frequência, altera o funcionamento de um equipamento ou sistema é chamada de susceptibilidade eletromagnética.

Conclui-se, portanto, que é necessário que se compare os dados do ambiente eletromagnético, em RF, esperado com a susceptibilidade eletromagnética do satélite.

Em alguns casos pode existir comunicação via rádio entre solo e o satélite durante o lançamento ou em momentos antes do lançamento, porém, muito próximos ao instante inicial do lançamento. Para estes casos, é necessário que a coifa seja “transparente”, para as frequências utilizadas em tais comunicações.

#### **2.4.3. PRESSÃO ACÚSTICA**

O deslocamento do ar dentro da coifa, que se dá devido as diversas acelerações das estruturas desta região, gera ondas mecânicas com frequência dentro da faixa acústica de 20Hz a 2000Hz.

Estas ondas mecânicas também imprimem acelerações na estrutura do satélite e o mesmo deve estar preparado para recebê-las.

#### **2.4.4. DESPRESSURIZAÇÃO DA COIFA**

O satélite é montado e integrado ao VL, geralmente, em pressão atmosférica ambiente. A pressão atmosférica final da fase de lançamento é próxima a zero, uma vez que, as órbitas dos satélites ficam fora da atmosfera terrestre.

Cada perfil de voo de VL tem uma taxa máxima de descompressão diferente. O satélite, seus subsistemas e os componentes devem estar preparados para esta descompressão.

#### **2.4.5. TRANSFERÊNCIA DE CALOR**

Durante o lançamento existe troca de calor entre o VL e o satélite devido à diversas fontes de calor, por exemplo, calor gerado pelo atrito aerodinâmico entre o VL e o ar, aquecimento gerado por equipamentos eletrônicos e aquecimento gerado pela combustão dos motores foguete.

Estas transferências de calor devem ser mapeadas e calculadas, de modo a avaliar se existem ou não pontos quentes que ultrapassem os limites estabelecidos para os componentes do satélite.

#### **2.4.6. INTERFACE ELÉTRICA**

A interconexão do satélite com seus equipamentos de controle, que ficam em solo, se dá por meio do VL e da infraestrutura do campo de lançamento.

É importante que sejam conhecidas as seguintes características da interface elétrica do VL: (1) a pinagem dos conectores de interface, (2) como e se são trançados os cabos entre si, (3) como e se são blindados os cabos e (4) quais são os pontos de aterramento destas blindagens e, ainda, se as carcaças dos conectores são ou não aterradas, bem como, seus pontos de aterramento.

Aterrar um ponto elétrico significa colocar este ponto em determinado potencial elétrico de referência.

#### **2.4.7. INTERFACE MECÂNICA**

No presente trabalho, a interface mecânica entre o satélite e o veículo lançador é definida como sendo toda a geometria das estruturas, equipamentos e componentes, que têm possibilidade de interferência mecânica com o satélite durante a fase de integração do satélite, na coifa ou durante fase de lançamento.

Como técnica de controle da interferência, define-se uma entidade geométrica chamada de envelope da carga útil.

O envelope da carga útil representa o volume que o satélite pode ocupar, dentro da coifa do veículo lançador, levando em consideração, de forma conservadora, os seguintes itens (EUROCKOT LAUNCH SERVICES GMBH, 2011):

- máximo movimento das estruturas do veículo lançador durante o voo,
- tolerâncias máximas de fabricação da coifa integrada,
- erro máximo na montagem da coifa,
- máximo movimento do satélite durante o voo,
- erro máximo de montagem do satélite no adaptador da carga útil.

Durante os processos de desenvolvimento do veículo lançador, o envelope da carga útil é geralmente dividido em dois: (1) “envelope estático” e (2) “envelope dinâmico”.

O “envelope dinâmico” é definido como o volume que o satélite ocupa dentro da coifa enquanto se movimenta em decorrência de acelerações recebidas durante o lançamento. É obtido a partir de diversas análises dinâmicas, dentre quais, a CLA, que é uma análise do comportamento das estruturas do satélite e do veículo lançador acopladas e sob as acelerações esperadas.

Para a CLA, são necessários modelos detalhados do satélite e do VL integrados, para que se obtenha, dentre os resultados desta análise, os movimentos das estruturas do VL e do satélite durante o voo.

Por sua vez, o “envelope estático” é definido como o máximo volume que o satélite deve ocupar em repouso, considerando os itens supracitados.

Ambas as entidades, “envelope estático” e “envelope dinâmico”, são importantes para os processos de engenharia de ambos os sistemas satélite e veículo lançador.

## **2.5. ENGENHARIA DE SISTEMAS**

“A Engenharia de Sistemas (ES) consiste em uma abordagem multidisciplinar em conjunto com os meios para possibilitar a realização de sistemas bem-sucedidos. A ES tem por escopo a definição das necessidades dos clientes e funcionalidades requeridas ao sistema logo no início do ciclo de desenvolvimento, documentando requisitos; e, então, procedendo com síntese do projeto e validação do sistema considerando o problema por completo.” tradução livre (INCOSE, 2015)

O INCOSE (*International Council on Systems Engineering* – Conselho Internacional em Engenharia de Sistemas) considera o problema por completo como sendo os assuntos: operações, desempenho, teste, fabricação, custo e prazo, treinamento e suporte e, por fim, descarte, que estão relacionados com o sistema.

“A ES integra todas as disciplinas e grupos de especialidade em um esforço de equipe, formando um processo de desenvolvimento estruturado, que vai da concepção do produto até a operação. A ES considera ambos o negócio e as necessidades técnicas de todos os clientes como objetivo de prover um produto de qualidade que atenda às necessidades de usuário” tradução livre (INCOSE, 2015)

A ES é uma disciplina que busca uma abordagem metódica, de modo a lidar com as complexidades dos sistemas e dos processos de desenvolvimento destes sistemas.

A ES busca, como característica de um sistema bem-sucedido, um sistema que provê uma solução que seja balanceada ao longo do ciclo de vida do sistema e

para as diversas disciplinas relacionadas. Uma solução balanceada para as diversas disciplinas significa afirmar que a satisfação das necessidades dos “*stakeholders*” deve ser equivalente para os diversos requisitos relacionados às diversas disciplinas envolvidas no desenvolvimento do sistema. E uma solução balanceada ao longo de todo o ciclo de vida do sistema, significa que a satisfação das necessidades dos “*stakeholders*” de fases diferentes dos ciclos de vida também devem ser equivalentes.

### **2.5.1. DEFINIÇÃO DE SISTEMA**

A palavra sistema tem a origem na palavra grega *sýstema* que significa aquilo que permanece junto. Foi usada no contexto da biologia, pela primeira vez, nos anos 30 (HARPER, 2011). A palavra vem sendo utilizada na designação de artefatos, como produtos de engenharia, desde o início dos anos 60 e uma das primeiras obras que discutiu a definição do conceito de sistema para a engenharia foi “*General System Theory*” – Teoria Geral de Sistema (BERTALANFFY, 1969).

Para a disciplina de ES “Um sistema é uma construção ou coleção de diferentes elementos que juntos produzem resultados não obtidos por elementos sozinhos. Os elementos, ou partes, podem incluir pessoas, hardware, software, instalações, políticas e documentos; ou seja, todas as coisas necessárias para produzir resultados em nível de sistemas. Os resultados incluem qualidades, propriedades, características, funções, comportamento e desempenho em nível de sistema. O valor agregado pelo sistema como um todo, além do que é contribuído independentemente pelas partes, é criado principalmente pela relação entre as partes; ou seja, como elas estão interligadas.” (INCOSE, 2015), em tradução livre.

Diz-se que estes resultados, que são obtidos pela união das partes do sistema, são as propriedades emergentes do sistema.

### **2.5.2. “STAKEHOLDERS”**

O conceito de cliente é, muitas vezes, abrangido pelo conceito mais amplo de “*stakeholder*”.

A palavra “*stakeholder*” é uma palavra inglesa e é comumente traduzida pela expressão “parte interessada”. No presente trabalho optou-se por manter o estrangeirismo.

O “*stakeholder*” pode ser definido, dentro do contexto de ES, como “um indivíduo ou organização tendo direito, quota, pretensão, ou interesse em um sistema ou na posse de características que atendam às suas necessidades e expectativas” (ISO/IEC/IEEE, 2015) em tradução livre.

A personagem do “*stakeholder*” é importante dentro dos processos de ES, pois os requisitos dos sistemas são gerados a partir de necessidades de “*stakeholders*” ou a partir de outros requisitos que foram gerados por necessidades de “*stakeholders*”.

Por fim, cita-se como exemplo da diferença entre cliente e “*stakeholder*” o caso de um avião comercial: para um fabricante de um avião comercial seu cliente é uma determinada companhia aérea, que irá comprar e operar o avião; porém, podem ser considerados “*stakeholders*” do sistema avião, por exemplo: piloto, passageiro, agência regulatória, mecânico de manutenção, comissários de bordo e organizações relacionadas à operação do avião em solo ou em voo.

### **2.5.3. REQUISITOS**

Os requisitos são registros importantes a serem efetuados ao longo do processo de ES, que definem características dos sistemas.

A ISO/IEC (2007) define requisito como: “Declaração que identifica característica ou restrição operacional, funcional ou de projeto de um produto ou processo, que é não ambíguo, testável ou mensurável, e necessário para a aceitabilidade do produto ou processo”, em tradução livre.



O (INCOSE, 2010) define requisito como: “Declaração que identifica uma característica ou restrição de um sistema, produto ou processo, que é não ambíguo, claro, único, consistente, não agrupado, verificável e é considerado necessário para a aceitabilidade do ‘*stakeholder*’ ”, em tradução livre.

### **2.5.3.1. CARACTERÍSTICAS DE BONS REQUISITOS**

É importante que se observe a qualidade dos requisitos, pois um processo de desenvolvimento de um sistema os tem como parte de suas entradas. Qualquer erro em especificação, análise e gerenciamento de um requisito pode se desdobrar em um erro dentro do processo de ES ou até em um erro de projeto.

Expõe-se, assim, uma lista de características de bons requisitos, compilando as duas definições de requisito supracitadas e, ainda, o que foi exposto por BKCASE (2015) e por Kar e Bailey (1996):

- Não ambíguo: o requisito não deve ter sentido duvidoso, ou incerto;
- Verificável: o requisito deve ser verificável, ou seja, deve haver algum modo de medir, testar ou avaliar se ele foi ou não cumprido;
- Necessário: o requisito deve ser indispensável para satisfazer a necessidade do “*stakeholder*”;
- Claro: o requisito deve ser de fácil entendimento;
- Único: não devem haver requisitos duplicados;
- Consistente: um requisito não deve contradizer outro;
- Não agrupado: um requisito deve conter apenas uma restrição ou característica de apenas um aspecto do referido sistema;
- Livre de implementação: um requisito não deve restringir a implementação de determinada característica ou função no sistema;
- Viável: um requisito deve ser viável de se implementar; (um requisito muitas vezes só pode ser dito viável após um estudo de viabilidade. Em determinados momentos dentro de um processo de ES pode não ser possível avaliar a viabilidade de um requisito.)

- Completo: um requisito deve por si só ser inteligível, não se demandando mais explicações de outras fontes para seu entendimento;
- Construção padrão: um requisito deve ter seu estilo de escrita e construção gramatical padrão;
- Nível de abstração apropriado: um requisito deve se referir ao nível de abstração apropriado, ou seja, requisitos de sistema devem declarar características ou restrições de sistema e não de subsistema, componente ou missão;
- Correto: um requisito deve ser correto, com informações atualizadas e precisas.

### **2.5.3.2. MEDIDAS DE EFETIVIDADE**

Uma medida de efetividade (MDE) pode ser definida como “uma métrica usada para quantificar o desempenho de um sistema, produto ou processo em termos que descrevem uma medida de qual grau um objetivo real é atingido” (INCOSE, 2006) em tradução livre.

O termo MDE não deve ser confundido com o termo medida de desempenho MDD, que é uma métrica de algum parâmetro específico do sistema e não necessariamente o quanto este parâmetro influencia na realização de um objetivo.

A MDE mede o sistema sob o ponto de vista do “*stakeholder*”, um ponto de vista externo, já a MDD mede o sistema sob o ponto de vista do desenvolvedor, um ponto de vista interno. (SPROLES, 2001)

### **2.5.4. O MODELO EM V DE CICLO DE VIDA DE PROCESSO DE ES**

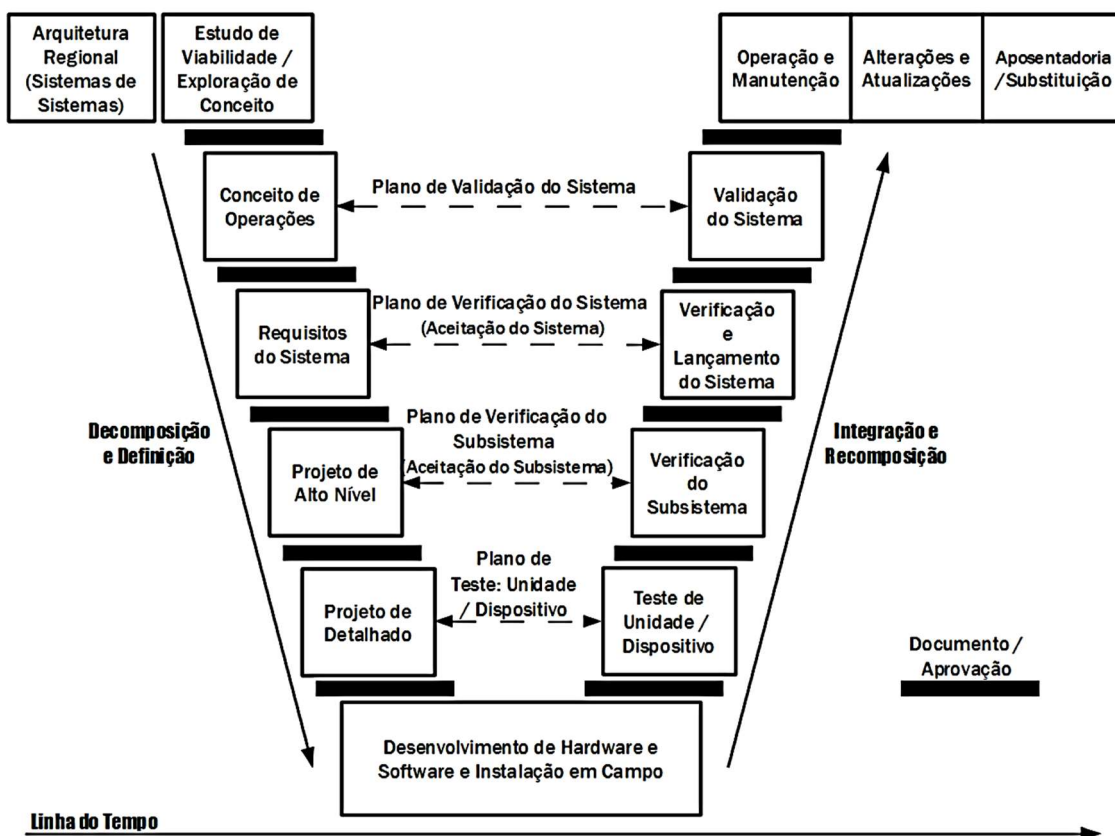
O termo ciclo de vida, emprestado da biologia, é usado na ES para descrever toda a vida de um sistema de interesse específico e seu gerenciamento, de modo a entregar satisfação das necessidades dos “*stakeholders*” (BKCASE, 2015).

“O modelo de ciclo de vida é um dos conceitos chave da ES. Um ciclo de vida, para um sistema, geralmente consiste de uma série de estágios regulados por

um conjunto de decisões de gerenciamento que confirmam que o sistema está maduro o bastante para deixar um estágio e entrar em outro” (BKCASE, 2015) em tradução livre. O modelo de ciclo de vida guia este conjunto de decisões de gerenciamento e os fluxos de atividades relacionadas à vida do sistema de interesse.

Existem diversos modelos de ciclo de vida de processos a serem aplicados a depender de diversos fatores, como, por exemplo, complexidade do sistema a ser desenvolvido, conhecimento da tecnologia empregada e reutilização de projetos anteriores.

**Figura 2.10 Modelo de ciclo de vida de processos em V**



Fonte: Adaptado de U.S.DT/FHA (2007)

O modelo em V se apresentou como um bom exemplo teórico de ciclo de vida para a aplicação de ES, uma vez que tem bem definidas as atividades relacionadas aos diversos níveis de abstração do sistema (nível de sistema,

nível de subsistema e nível de componente), além de focar na integração do sistema e nas atividades de verificação e validação (V&V).

A Figura 2.10 mostra um exemplo genérico de modelo de ciclo de vida de processos em V.

## **2.6. ENGENHARIA DE SISTEMAS BASEADA EM MODELOS**

A MBSE é uma abordagem na qual o desenvolvimento de um sistema é registrado em um ou mais modelos de sistema. Estes modelos registram e distribuem as informações de comportamento, arquitetura, requisitos e parâmetros do sistema em desenvolvimento.

“Um modelo é uma aproximação, representação ou idealização de aspectos selecionados da estrutura, do comportamento, da operação ou de outras características de um processo, conceito ou sistema do mundo real” (IEEE, 1990) em tradução livre. Um modelo é uma simplificação de todos os fenômenos envolvidos em um sistema específico, para apenas os fenômenos que realmente importam em um determinado estudo em andamento, dentro de um processo de ES. Um modelo pode ser, por exemplo, uma equação, um diagrama, uma tabela ou um algoritmo. A abordagem baseada em modelos descreve o sistema como um modelo abstrato e não apenas com palavras e figuras estáticas, como faz a abordagem clássica anterior, centrada em documentos.

Ademais, propõe-se que, em uma abordagem baseada em modelos, o modelo do sistema esteja disponível em um ambiente colaborativo, de forma que cada entrada de informação, para determinado estudo, esteja disponível para a entidade ou ao interessado que realizará este determinado estudo. Cita-se, como exemplo, um suposto modelo de sistema, disponível em uma rede de computadores, que possibilite aos engenheiros e às ferramentas de software trocar dados com este modelo.

A criação de um modelo de referência pode ajudar a implantação da abordagem de MBSE, as equipes podem usar este modelo de referência no

desenvolvimento de uma missão específica, conforme proposto por Kaslow *et al* (2015). Um modelo de referência serve como referência para as equipes desenvolverem os processos de MBSE e executarem a interoperabilidade entre as ferramentas de software e um determinado modelo de sistema. O modelo de referência ajuda também a unificar a nomenclatura e formas de modelar determinadas características do sistema. Pode-se imaginar, como exemplo, que um modelo de referência, para MBSE, de um carro, teria quatro rodas, um motor, a estrutura do chassi, entre outras características de um carro, porém o modelo específico de um determinado carro traria informações mais específicas como aro das rodas, largura das rodas, cilindrada do motor, potência do motor, cargas que a estrutura do chassi suporta, dentre outras informações necessárias aos processos de ES.

Algumas das vantagens mais importantes da abordagem de MBSE são: (1) Controle de configuração menos oneroso; (2) A apresentação é desacoplada de dados; (3) Melhora da integração entre as disciplinas e a troca de dados através dos processos de ES; (4) Os dados do sistema são compreensíveis por máquinas e (5) A vantagem de se ter um modelo executável do sistema que descreve o seu comportamento (Koning *et al*, 2010).

Neste aspecto, cabe esclarecer pormenorizadamente cada uma dessas vantagens.

(1) Controle de configuração menos oneroso em uma abordagem de MBSE:

Um grande esforço é despendido para que todos os documentos sejam mantidos atualizados ao longo dos processos de ES. Estudos de relações de compromisso, resultados de testes de qualificação e estudos de viabilidade e outros processos de ES alteram a configuração do sistema. Em um processo de ES centrado em documentos, cada nova alteração implica em revisão de documentos. Esta revisão, por sua vez, se propaga a todos os documentos dependentes. Na abordagem de MBSE, as alterações da configuração do sistema apenas atualizam o modelo que as equipes de desenvolvimento e operacionais utilizam. Portanto, a ênfase do controle de configuração passa da

produção e controle da documentação para a produção e controle de um modelo coerente do sistema.

(2) A apresentação é desacoplada dos dados:

Um mesmo dado pode ser apresentado de diversas formas, por exemplo, uma relação entre dois parâmetros, a qual pode ser expressa como uma tabela, como uma curva em um plano cartesiano ou, ainda, por meio de uma equação. Em um documento, os dados nele inseridos estão sempre acoplados com uma dada visualização. Uma nova visualização requer tratamento dos dados por meio de manipulação humana. Em uma abordagem de MBSE os dados já estão dispostos de uma forma compreensível por máquinas, de modo que não há necessidade de interpretação de dados. Assim, diferentes visualizações de mesmos dados são facilmente geradas, sendo que em alguns casos nem sequer são necessárias.

(3) Melhora a integração entre as disciplinas e a troca de dados através dos processos de ES:

A MBSE pode ajudar a gerenciar a complexidade, uma vez que melhora, ao mesmo tempo, a qualidade do projeto, o tempo das atividades de ciclo de vida, as comunicações de uma equipe de desenvolvimento diversificada e, ainda, facilita a captura do conhecimento e a evolução do projeto (Friedenthal *et al*, 2009).

Com a abordagem de MBSE, o fato de os dados serem armazenados no modelo, e não em documentos, permite que estudos de disciplinas específicas (ou de domínios específicos) gerem suas próprias visualizações dos dados, bem como, novos dados ou, ainda, utilizem os dados de forma automatizada, reduzindo a probabilidade de erros em decorrência de interferência humana, diminuindo o tempo gasto com manipulação de dados.

Cada uma das disciplinas específicas, dentro do domínio de atuação do sistema de interesse, tem seus próprios (e bem estabelecidos) modelos. Estes modelos não são, a princípio, interconectados, o que implica em manipulação

dos dados gerados por estudos de uma determinada disciplina (resultado de um modelo próprio desta disciplina), para que sejam utilizados por outra. Tal problema de integração entre as disciplinas tende a ser solucionado com um modelo que integre estes dados.

(4) Os dados do sistema são compreensíveis por máquinas:

As disciplinas de engenharia de domínios específicos já têm usado modelos para descrever e resolver seus problemas, através de ferramentas CAE (*Computer Aided Engineering* – Engenharia Assistida por Computador), por exemplo, modelos SPICE, para descrever circuitos, modelos de elementos finitos, para descrever fenômenos que são descritos por equações diferenciais como propagação de ondas e, ainda, máquinas de estados finitos para descrever um comportamento de máquina. A abordagem de MBSE provê a vantagem de se ter um problema descrito de uma maneira menos onerosa, a fim de os computadores “entenderem” e resolverem tal problema.

(5) A vantagem de se ter um modelo executável do sistema que descreve o seu comportamento:

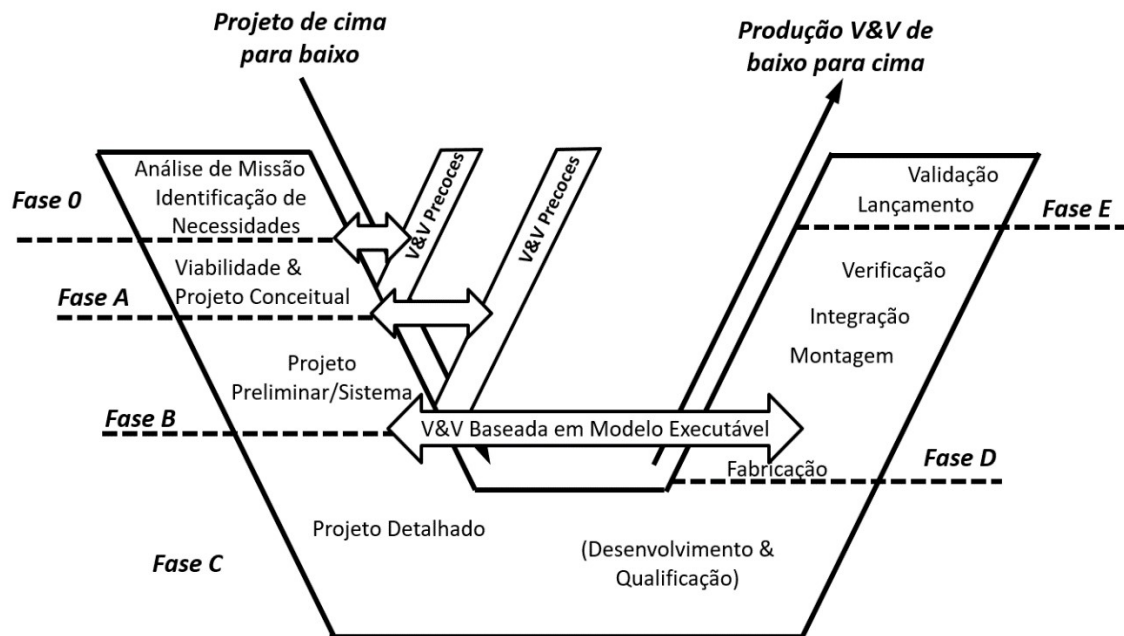
A vantagem de ter um modelo executável do sistema é que ele permite a verificação e validação do comportamento do sistema através da simulação.

Para alcançar o nível de melhorias nos processos de ES, demandada pela crescente complexidade nos sistemas de interesse, é necessário que a abordagem de MBSE tenha um modelo integrado, que seja consistente e que seja executável. Tais modelos e seus dados, uma vez associados, tornam possíveis ciclos de verificações e validações (V&V) precoces dos sistemas (Koning *et al*, 2010), bem como possibilitam a automação dos processos de V&V, reduzindo as chances de erro humano.

Estes ciclos de V&V precoces são possíveis dado que o modelo tem integrados dados dos diversos níveis de abstração e dos diversos domínios de atuação deste sistema.

A Figura 2.11, apresentada por Koning *et al* (2010), mostra como ciclos de V&V precoces modificam o modelo de ciclo de vida em V, de modo a melhorar os processos de ES com a correção, também precoce, do sistema.

**Figura 2.11 O modelo de ciclo de vida de ES em V, melhorado com V&V precoces possibilitadas pela MBSE**



FONTE: Adaptado de Koning *et al* (2010)

A Figura 2.11 mostra o modelo de ciclo de vida de ES em V e os ciclos "mini-V-s" possibilitados pela MBSE. O modelo em V apresentado na Figura 2.11 mostra as fases do processo do ciclo de vida de ES da Agência Espacial Europeia (ESA) (0, A, B, C, D e E).

É importante destacar que durante a elaboração deste trabalho, verificou-se algumas desvantagens relacionadas à abordagem de MBSE, que implicam na necessidade de: (1) Implementar e manter uma infraestrutura de rede computacional, hardware e ferramentas de software; (2) Realizar um esforço de controle e manutenção de bibliotecas de componentes dos sistemas; (3) Empreender esforços de integração dos modelos e ferramentas de software das disciplinas de domínios específicos; (4) Obter recursos de hardware e software para visualização dos dados do sistema de interesse e (5)



Desenvolvedores do sistema necessitam aprender outra linguagem que não seja somente a vernácula, cabendo destacá-las, pormenorizadamente, conforme abaixo:

(1) Deve-se implementar e manter uma infraestrutura de rede computacional, hardware e ferramentas de software.

O modelo e os dados nele contidos são armazenados em computadores, através de ferramentas de software específicas para MBSE. Tais dados e modelos são compartilhados por meio de redes de computadores. Dessa forma, para a implementação de um ambiente de MBSE deve-se considerar a implementação e manutenção de infraestrutura de rede computacional, hardware e software.

(2) É necessário um esforço de controle e manutenção de bibliotecas de componentes dos sistemas.

Como já exposto, o controle de configuração é menos oneroso em um ambiente de MBSE, porém, tal controle ainda se faz necessário.

Nesta abordagem são criadas bibliotecas contendo modelos dos subsistemas e de componentes, sendo necessário, para tanto, a criação de regras para a manutenção e o uso destas bibliotecas. De igual modo, são necessários processos e esforços para que se garanta a aplicação de tais regras de manutenção e de uso criadas.

(3) São necessários esforços de integração dos modelos e ferramentas de software das disciplinas de domínios específicos.

Para a realização das vantagens acima descritas, obtidas por meio da abordagem de MBSE, é necessário que se integre os modelos das disciplinas de domínio específico ao modelo do sistema. Somente com esta integração é possível garantir que os dados sejam trocados de forma automatizada.

Este esforço de integração envolve a definição de ferramentas que serão utilizadas, a padronização da forma na qual os dados serão trocados, a integração do modelo do sistema com as ferramentas das disciplinas

específicas e, ainda, a superação de dificuldades de ordem prática advindas da integração das ferramentas de software.

Deve-se considerar estes esforços para a implementação de um ambiente de MBSE.

(4) São necessários recursos de hardware e software para visualização dos dados do sistema de interesse.

Em processos de ES centrada em documentos os dados do sistema estão contidos em documentos, de modo que, para que se visualize estes dados basta o acesso a estes documentos.

Em um ambiente de MBSE, para a visualização dos dados do sistema são necessárias as infraestruturas de hardware e software descritas anteriormente, de tal forma que a visualização dos dados depende diretamente da manutenção destas infraestruturas.

Outros problemas que podem surgir desta desvantagem descrita é que as ferramentas de software podem, em alguns casos, depender de renovação de licenças ou de atualizações para se manterem ativas. Nestes casos, a visualização dos dados do sistema se torna diretamente dependente destas renovações ou atualizações.

(5) É necessário que os desenvolvedores do sistema aprendam outra linguagem que não a vernácula.

Um fator crucial na aplicação de MBSE reside no fato de que todos os desenvolvedores, ou seja, todos os usuários e elaboradores do modelo, devem conhecer a linguagem em que o sistema está sendo modelado. É provável ainda que o modelo do sistema seja descrito, em sua maior parte, por uma única linguagem.

Dessa forma, é necessário que os desenvolvedores do sistema saibam esta linguagem, ao contrário da abordagem de ES centrada em documentos, na qual os desenvolvedores utilizam a língua vernácula.

Existem dois contra-argumentos desta desvantagem: o primeiro refere-se ao fato de que, uma vez que se aprenda a linguagem de modelagem de sistema os desenvolvedores não precisam repetir este aprendizado para o próximo desenvolvimento. Porém é importante considerar tal fato ao avaliar a implementação de um ambiente de MBSE. O outro contra-argumento consiste no fato de que, em equipes multinacionais, a linguagem de modelagem de sistema pode ser melhor entendida do que em um documento traduzido de uma linguagem vernácula estrangeira. Este autor entende válido tal contra-argumento, o que, todavia, não invalida a desvantagem citada.

Na Tabela 2.1 este autor apresenta características diferentes em cada uma das abordagens de ES, a centrada em documentos e a MBSE.

**Tabela 2.1 Tabela comparativa entre ES centrada em documentos e MBSE**

<b>ES centrada em documentos</b>	<b>MBSE</b>
Controle de configuração mais oneroso	Controle de configuração mais simples
Visualização do sistema inerente ao documento	Visualização do sistema depende de: - Ferramentas de Software e - Infraestrutura. Há a demanda por implementação e manutenção de infraestrutura e licenças de softwares
Análises dinâmicas são onerosas e demandam interpretação humana dos documentos	Modelos executáveis permitem análises, menos onerosas, de comportamento do sistema
Dados acoplados com a Visualização	Diferentes Vistas do Mesmo dado são facilmente obtidas

<b>ES centrada em documentos</b>	<b>MBSE</b>
Linguagem Vernácula	Linguagem de Modelagem
Integração entre os diferentes processos de engenharia de sistemas depende de interpretação humana	Integração entre os diferentes processos de engenharia de sistemas depende de integração entre softwares

Fonte: Produção do Autor

## **2.7. A LINGUAGEM SysML PARA MODELAGEM DE SISTEMAS**

Uma linguagem de modelagem padronizada e robusta é considerada um habilitador crítico para uma abordagem de MBSE (Friedenthal *et al*, 2009). A SysML evoluiu de modo a ser uma linguagem padrão de fato para a aplicação de MBSE (SYSML.ORG, 2003). A linguagem de modelagem de sistemas SysML destina-se a modelar sistemas em uma ampla gama de domínios de indústria, como aeroespacial, automotivo, saúde e assim por diante (Friedenthal *et al*, 2009).

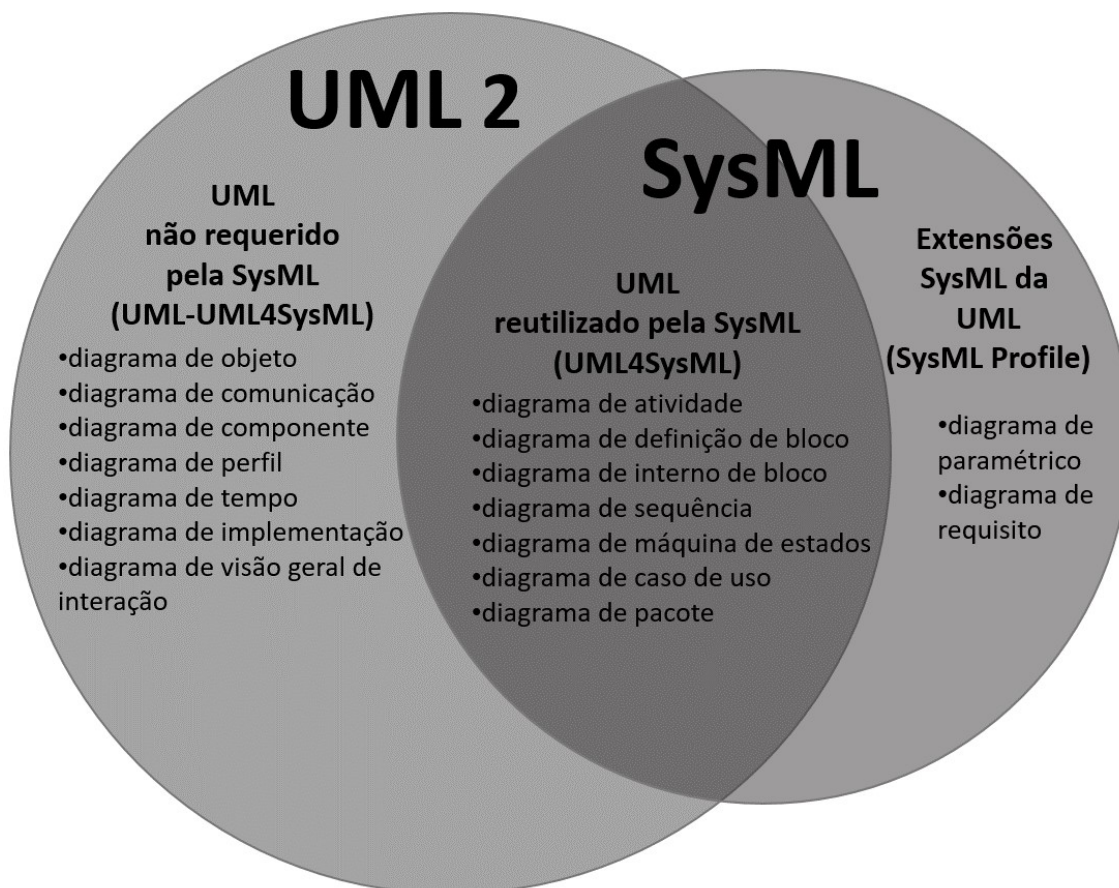
O modelo de referência proposto neste trabalho adota a SysML como a linguagem de modelagem. Esta escolha se deu em virtude de sua relevância para o contexto MBSE atual, pela disponibilidade de diversas ferramentas de modelagem SysML disponíveis e, ainda, pela alta disponibilidade de obras publicadas usando SysML como a principal linguagem para MBSE.

A SysML é uma linguagem de modelagem visual, de propósito geral, para aplicações em ES. A SysML suporta a especificação, análise, projeto, V&V em uma ampla gama de sistemas e sistemas de sistemas. Esses sistemas podem incluir hardware, software, informações, processos, pessoal e instalações. (SYSML.ORG, 2003)

A criação de SysML se deu devido a um esforço para de se adaptar as práticas de modelagem, bem consolidadas, usadas na engenharia de software através

da linguagem de modelagem unificada UML (*Unified Modeling Language*) para a MBSE. A linguagem SysML é um dialeto da linguagem UML, com algumas extensões. Esta inter-relação entre a SysML e a UML 2.0 é apresentada na Figura 2.12.

**Figura 2.12 Visão geral da inter-relação entre UML e SysML**



FONTE: Adaptada de OMG (2006).

A Figura 2.12 mostra a inter-relação entre SysML e UML 2.0. Três classes de diagramas são observadas: (1) os diagramas UML que não são utilizados na SysML (UML-UML4SysML), (2) os diagramas UML em ambas UML e SysML (UML4SysML) e, por último, (3) os diagramas SysML exclusivos, como uma extensão da UML

A SysML é baseada em 4 pilares de representações do sistema: (1) estrutura, (2) comportamento, (3) requisitos e (4) paramétrico (OMG, [2006]).

A SysML é composta por 9 diagramas, os quais permitem estes 4 pilares de representações. Os diagramas de representação de estrutura são: diagrama de definição de bloco, diagrama interno de bloco e o diagrama de pacote; os diagramas de representação de comportamento são: diagrama de atividade, diagrama de sequência, diagrama de máquina de estados e diagrama de caso de uso.

O diagrama de representação de requisitos é o diagrama de requisito e o diagrama de representação paramétrica é o diagrama paramétrico.

O diagrama de definição de bloco representa elementos estruturais do sistema chamados de blocos sua composição e classificação, este diagrama é uma modificação do diagrama de classes da UML. (Friedenthal *et al*, 2009) . Os blocos são as unidades fundamentais de um sistema na SysML. (Friedenthal *et al*, 2009).

O diagrama interno de bloco representa a interconexão e as interfaces entre as partes de um bloco, este diagrama é uma modificação do diagrama de estrutura composta da UML. (Friedenthal *et al*, 2009). É por meio do diagrama interno de blocos que são modeladas as trocas de energia, matéria e informação, utilizando-se dos elementos "tem Flow", pelos diversos elementos do sistema. É por meio deste diagrama também que são modeladas as interfaces que permitem estas trocas.

O diagrama de pacote representa a organização de um modelo em termos de pacotes que contém elementos do sistema. (Friedenthal *et al*, 2009) . Um pacote é um elemento das SysML que tem a função de agrupar os diversos elementos dentro do modelo.

O diagrama de atividade representa o comportamento do sistema em termos de ordem das ações baseada na disponibilidade de entradas, saídas e controle, mostra ainda como as ações transformam as entradas em saídas. Este diagrama é uma modificação do diagrama de atividade da UML. (Friedenthal *et al*, 2009).

O diagrama de sequência representa o comportamento em termos da sequência das mensagens trocadas entre as partes do sistema. (Friedenthal *et al*, 2009).

O diagrama de máquina de estados representa o comportamento de uma entidade em termos das transições entre estados originadas por eventos. (Friedenthal *et al*, 2009).

O diagrama de caso de uso representa a funcionalidade de um sistema em termos de como este sistema ou outra entidade deste sistema é usado por entidades externas (*e.g.* atores) para realizar um conjunto de objetivos. (Friedenthal *et al*, 2009).

O diagrama de requisito representa requisitos, em forma de texto, e a relação destes requisitos com outros requisitos, com outros elementos do projeto e com os casos de teste para a rastreabilidade destes requisitos. (Friedenthal *et al*, 2009). Os principais elementos utilizados dentro do diagrama de requisitos são: (1) o requisito ou “*requirement*”, que modela um requisito e suas características, (2) o “*stakeholder*” que modela um *stakeholder* e suas características, (3) o “*moe*” que modela as medidas de efetividade de um requisito e ainda (4) o caso de teste, ou “*test case*” que define uma estratégia de verificação de um requisito.

O diagrama paramétrico representa as restrições entre os valores das propriedades das partes do sistema de modo a dar suporte às análises de engenharia. (Friedenthal *et al*, 2009). Os valores das propriedades ou “*property values*” são elementos que trazem valores relacionados as características de um sistema.

Os elementos dos diversos diagramas podem ser relacionados entre si de modo a atender às diferentes análises a serem executadas durante os diversos processos de ES.

A linguagem SysML é muito rica quanto à quantidade de elementos existentes, em seus diagramas, de modo a permitir que se modele as diversas características dos sistemas.

Além dos elementos da SysML, pode-se também criar propriedades adicionais aos elementos da SysML, estas propriedades adicionais chamadas de etiquetas ou ainda, em inglês, “*tags*”. (Friedenthal *et al*, 2009)

Ainda existem os atributos, ou “*attributes*” que servem para se atribuir qualidades aos elementos da SysML.

A modelagem de requisitos na SysML está apresentada, como exemplo, na Figura 2.13, esta figura mostra de que forma os atributos dos requisitos são modelados:

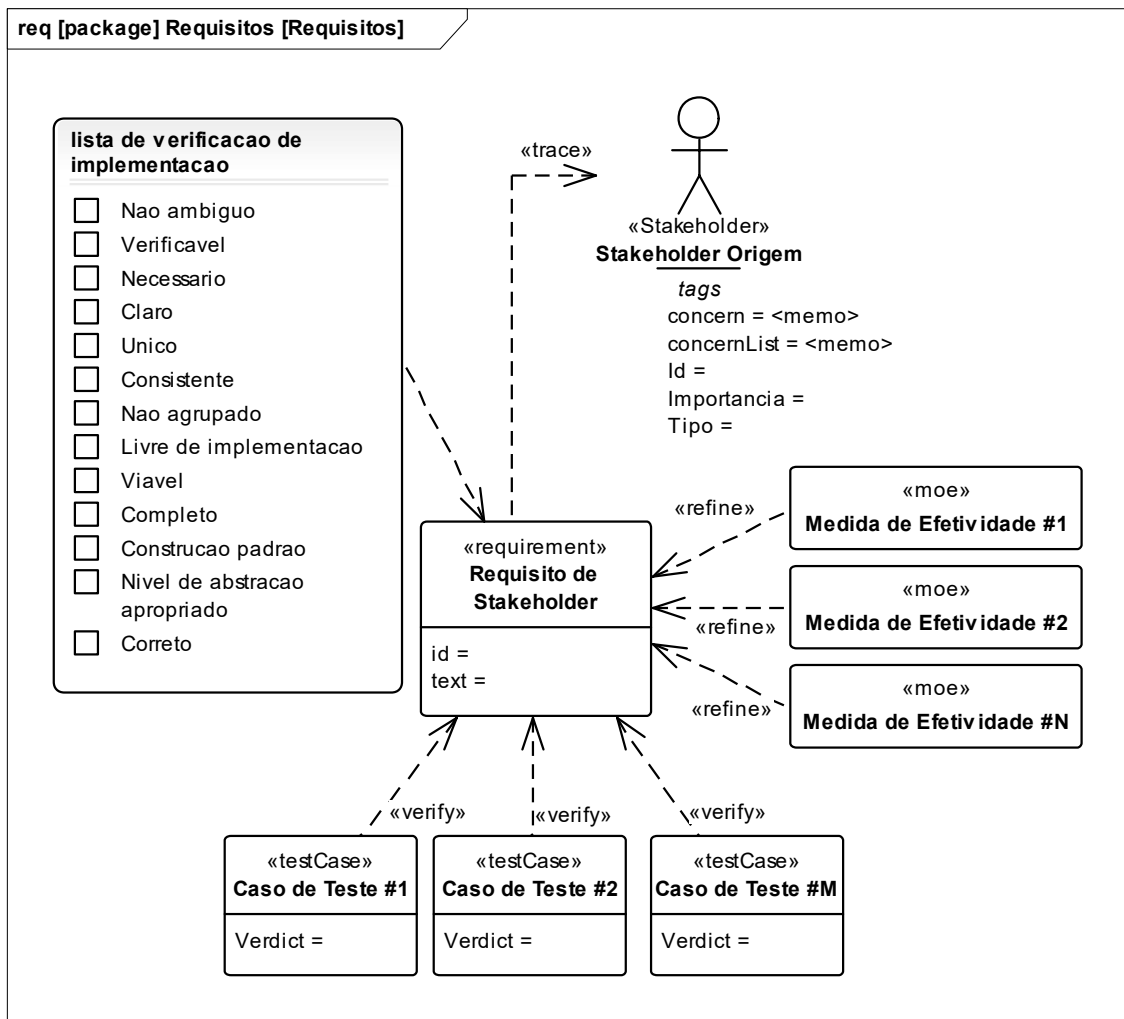
- Identificador do requisito: é o próprio “*tag*” (etiqueta) SysML “*id*” do elemento requisito;
- “*Stakeholder* de origem”: é o atribuído através da relação de dependência “*trace*” (rastreamento) da linguagem SysML. Esta relação indica que o cliente (o requisito) é dependente do fornecedor (rastreamento o fornecedor), neste caso o “*stakeholder*” de origem;
- Medida de efetividade (MoE): é modelada utilizando o elemento “*MOE*” (*measure of effectiveness*) da SysML e atribuída ao requisito por meio de uma relação de dependência “*refine*”, onde o cliente (“*MOE*”), refina o fornecedor (o requisito). Nota-se que pode haver mais de uma medida de efetividade para cada requisito;
- Prioridade: este atributo não é nativo da SysML, porém a ferramenta de software Enterprise Architect® possui o atributo “*priority*” (prioridade), conforme apresentado na Figura 2.14;
- Estratégia de verificação: utiliza-se a entidade “*test Case*” (caso de teste) da SysML para que se definam as estratégias de verificação de um requisito. O “*test Case*” é atribuído ao requisito por meio de uma



relação de dependência “*verify*” (verifica). O caso de teste, em SysML, pode ser utilizado para representar métodos de verificação por análise, inspeção, teste ou demonstração. (OMG, 2015)

- Base lógica (“*rationale*”): o “*tag*” (etiqueta) “*text*” (texto) da SysML é destinado a conter a base lógica do requisito;
- Situação do requisito: este atributo não é nativo da SysML, porém a ferramenta de software Enterprise Architect® possui o atributo “*status*” (situação), conforme apresentado na Figura 2.14 e na Figura 2.15. A ferramenta permite que se atribuam valores personalizados para a situação do requisito, a depender do processo de gerenciamento de requisitos da organização;
- Nome do requisito: foi modelado como o próprio nome do elemento “*requirement*” (requisito) da SysML.
- Requisito de origem: um requisito pode ter sua origem a partir de outro requisito, ao invés de a partir de um “*stakeholder*”. Um requisito de origem é modelado utilizando a SysML com a relação de dependência “*deriveReq*” – “*derive requirement*” (deriva requisito), como apresentado na Figura 2.16. A relação de dependência “*deriveReq*”, apresentada na Figura 2.16 é de tal forma que o requisito cliente – “Requisito Derivado” –é derivado do requisito fornecedor – “Requisito de Origem”.

Figura 2.13 Modelo de Requisito



Fonte: Produção do autor

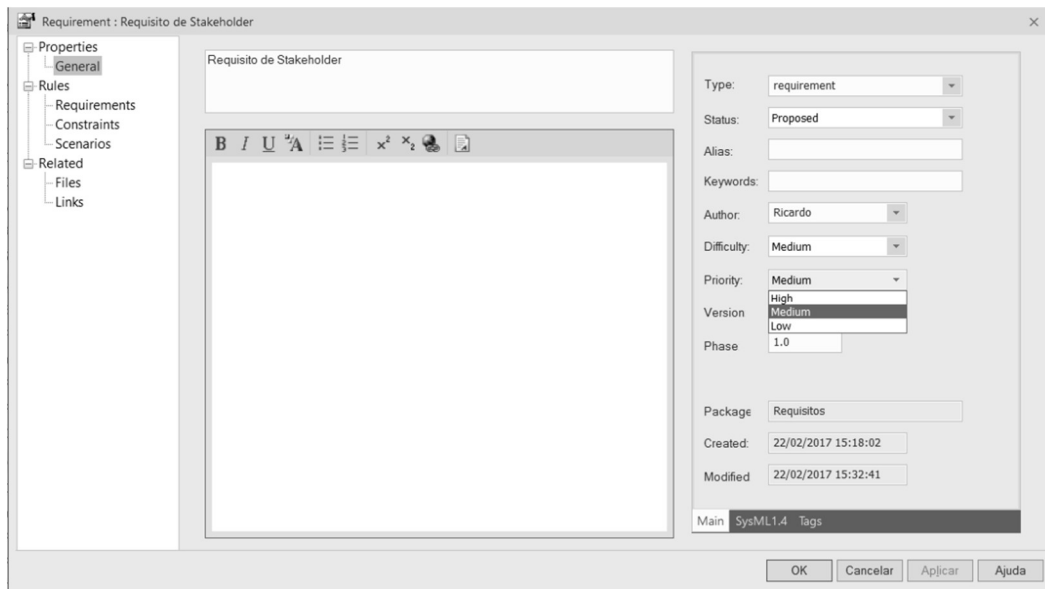
Salienta-se que existem diferenças entre as relações “*deriveRqt*” (deriva requisito) e “*containment*” (retenção): a relação SysML “*containment*” não deriva o requisito, mas sim, o decompõe. Esta diferença está apresentada na Figura 2.16 e na Figura 2.17.

Ainda é importante que se exponha que a relação “*trace*” é importante dentro de um modelo SysML pois é uma forma de se rastrear a origem de um elemento

Conforme proposto por Sparx Systems (2016), pode-se acrescentar no modelo de requisitos uma lista de verificação de requisito para que se verifique se um

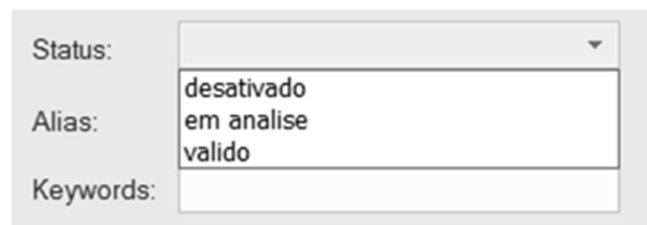
requisito atenda as características de bons requisitos, apresentadas no item 2.5.3.1.

**Figura 2.14 Ajuste da prioridade de requisito no Enterprise Architect®**



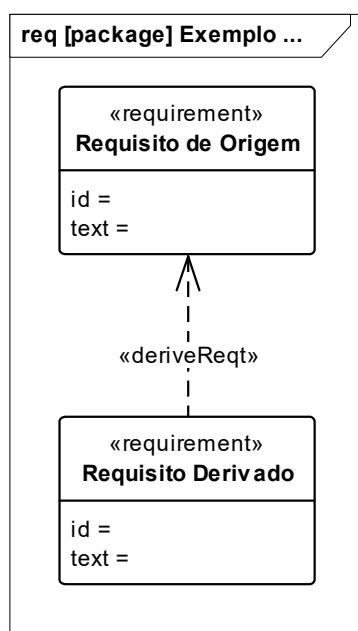
Fonte: Tela do Software Enterprise Architect® (SPARX SYSTEMS, 2016)

**Figura 2.15 Situação do Requisito**



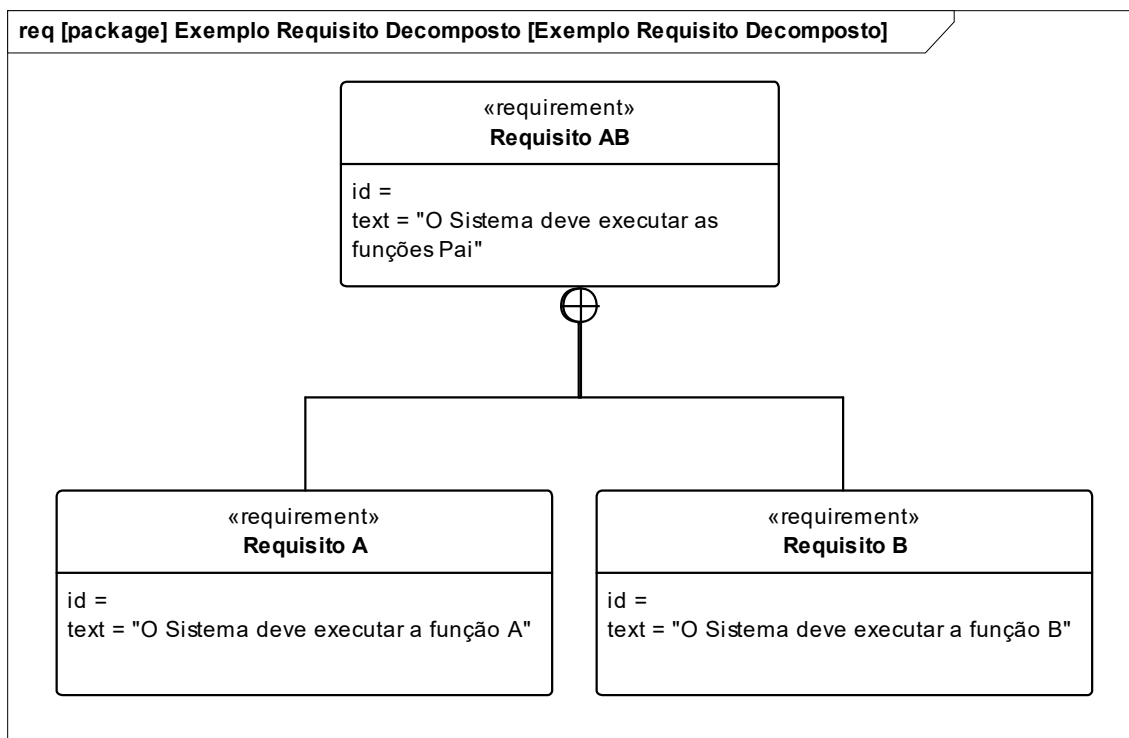
Fonte: Tela do Software Enterprise Architect® (SPARX SYSTEMS, 2016)

Figura 2.16 Exemplo de Requisito derivado



Fonte: Produção do autor

Figura 2.17 Exemplo de Requisito decomposto

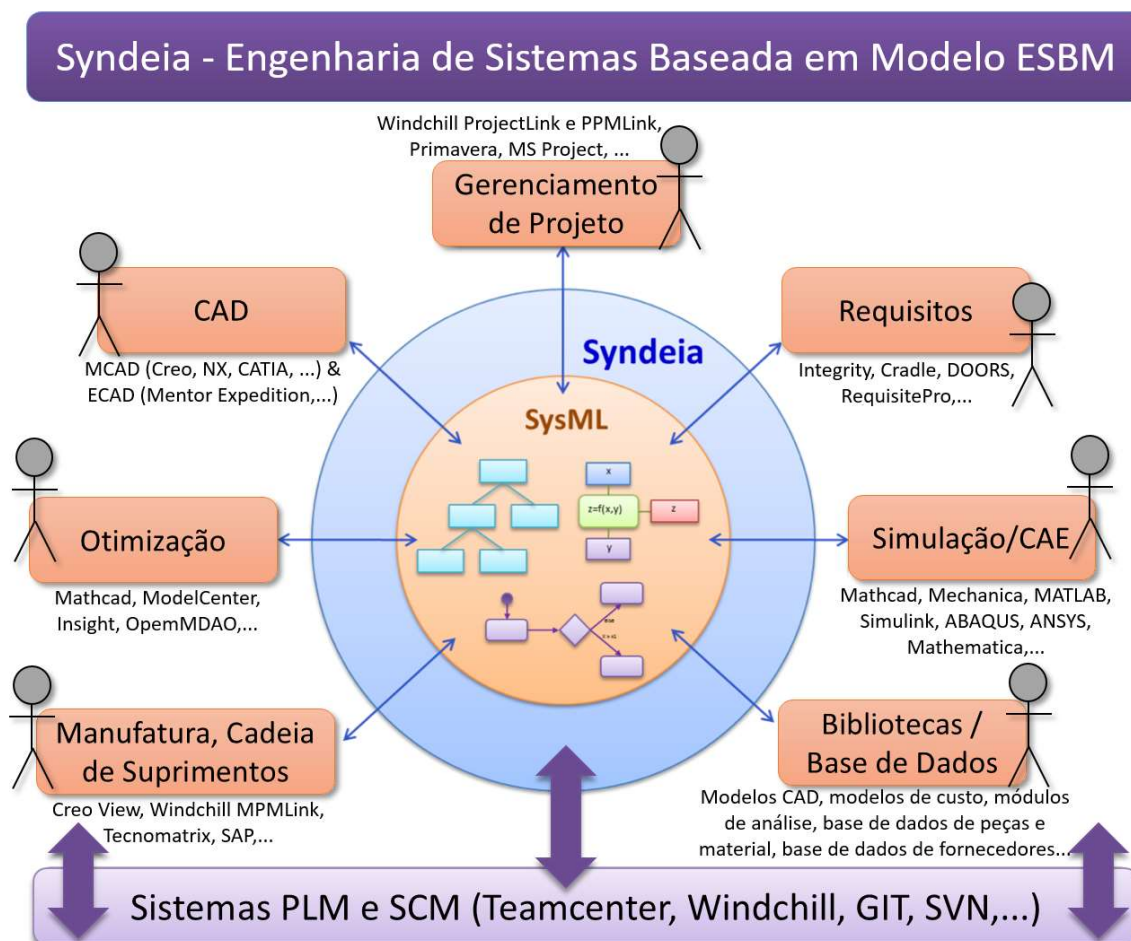


Fonte: Produção do autor

Em um processo de ES existem diversos fluxos de trocas de dados entre as diversas disciplinas envolvidas neste processo. Um modelo SysML registra os diversos dados do sistema. Os dados de um modelo SysML podem ser importados e exportados pelos diversos softwares específicos de cada uma das disciplinas.

A Figura 2.18 mostra os fluxos de trocas de dados por diversas disciplinas envolvidas nos processos de ES por meio de um modelo de sistema em SysML. A Figura 2.18 tem por objetivo exemplificar um ambiente de MBSE com SysML.

**Figura 2.18 Exemplo de aplicação prática de um ambiente de MBSE com utilização da SysML**



Fonte: Adaptado de INTERCAX (2011). Figura utilizada com autorização da Intercax LLC., direitos autorais reservados.

A Figura 2.18 mostra uma camada intermediária de interconexão do modelo SysML com os modelos de domínios específicos. Esta interconexão é executada por intermédio de ferramentas de software próprias para esta função. No caso da Figura 2.18 esta ferramenta é a Intercax – Syndeia; outra ferramenta com a mesma função a citar é a IBM – Jazz.

## **2.8. O MÉTODO DE DECISÃO MULTI-CRITÉRIO AHP**

O método de análise de decisão multicritério AHP (*Analytic Hierarchy Process* – Processo Analítico Hierárquico) é um método de tomada de decisões que considera diversos critérios dispostos em uma estrutura hierárquica, na qual são atribuídos pesos para as opções de escolha dentro desta estrutura.

O AHP é o método mais popular para a análise de decisão multicritério (PARK, 2014) e tem sido utilizado em muitas indústrias e aplicações, incluindo as aeroespaciais. Neste aspecto, cabe destacar que Wagner (1999) demonstrou o uso do AHP na escolha de uma solução para os sistemas de eletrônica embarcada em veículos lançadores. Este método pode ser utilizado, em conjunto com o MRISVL em SysML para uma escolha de um VL ou opção de projeto de um VL com base em características da ISVL.

Este método permite uma análise mista qualitativa e quantitativa, bem como permite considerar fatores subjetivos, como, por exemplo, fatores políticos, e é um método intuitivo e fácil (PARK, 2014). Porém, depende da avaliação de especialistas que podem eventualmente estar errados, e podem avaliar fatores objetivos de forma subjetiva acrescentando-se erro na decisão.

O AHP foi apresentado por Saaty (1972). Este método divide a decisão em uma estrutura hierárquica de vários níveis, na qual os critérios e as opções são ponderados através de comparações par a par em cada nível (SAATY, 1977).

A Figura 2.19 mostra um exemplo de distribuição de pesos através de uma estrutura de decisão AHP, que tem múltiplos níveis e múltiplos critérios.

Os pesos no nível 1 são obtidos através das comparações par a par: critério 1 X critério 2, critério 1 X critério 3 e critério 2 X critério 3.

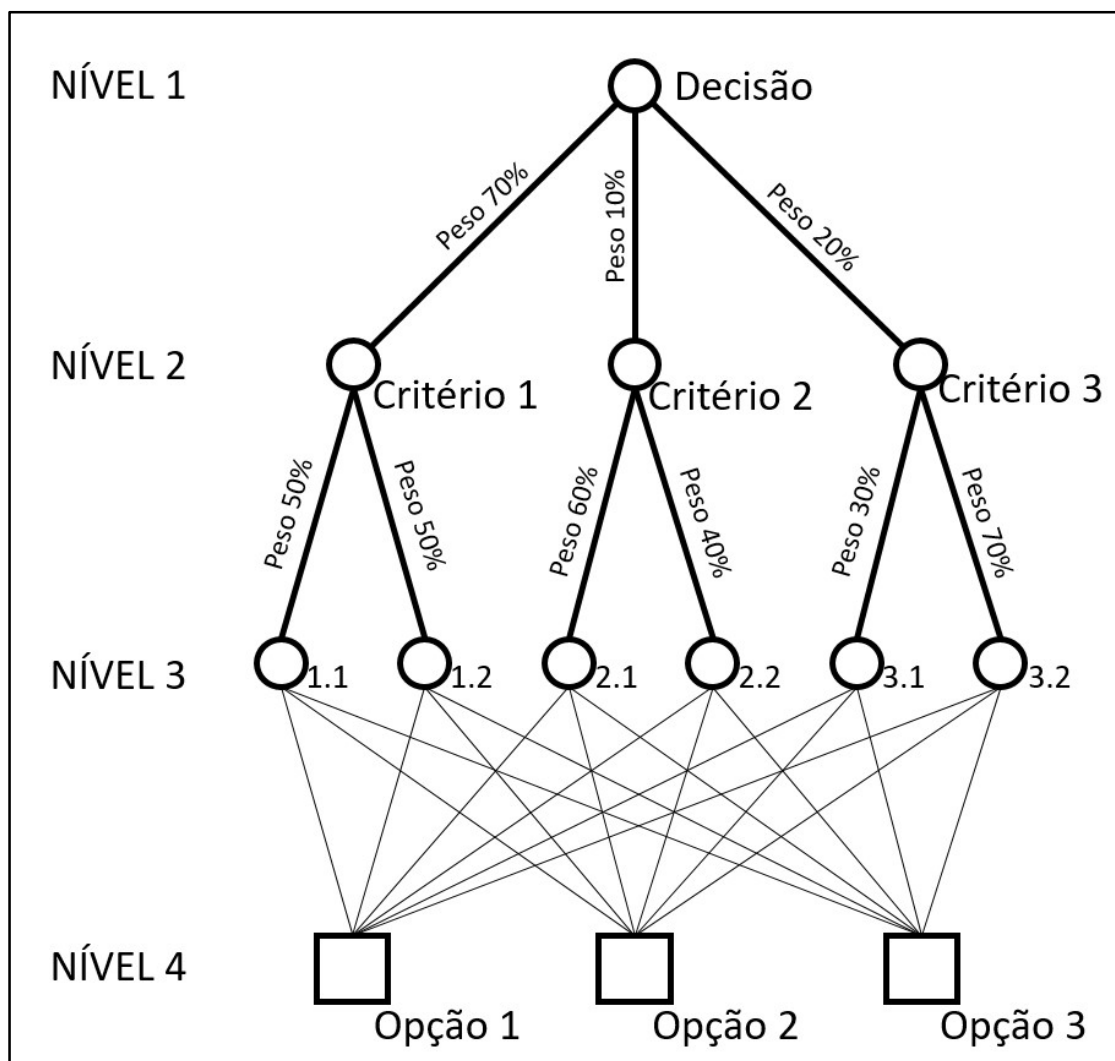
Para determinar os pesos em toda a estrutura hierárquica é necessário fazer comparações par a par de cada elemento (critério, subcritério ou opção) sob um nó e dar a cada comparação par a par uma pontuação de peso relativo, conforme mostrado na Equação (2.1):

$$s_{ij} = \frac{w_i}{w_j} \quad (2.1)$$

Onde:  $s_{ij}$  é a pontuação de peso relativo do critério ou opção  $i$  pelo critério ou opção  $j$ ;  $w_i$  é o peso do critério ou opção  $i$  sob um determinado nó e  $w_j$  é o peso do critério ou opção  $j$  sob este mesmo determinado nó.

Este tipo de comparação baseia-se na hipótese de que o ser humano consegue avaliar melhor a diferença entre apenas duas opções do que a diferença de uma opção entre várias outras.

Figura 2.19 Uma estrutura hierárquica de tomada de decisão com AHP



FONTE: Produção do autor

Como a mente humana é limitada a  $7 \pm 2$  fatores para comparação simultânea (SAATY, 1977), a Tabela 2.2 mostra como determinar a pontuação de peso relativo pela intensidade de importância de um elemento sobre o outro.



**Tabela 2.2 Tabela de Pontuação de Peso Relativo**

<b>Intensidade de Importância</b>	<b>Definição</b>
1	Igual importância de ambos os elementos
3	Importância moderada de um elemento sobre outro
5	Forte importância de um elemento sobre outro
7	Importância demonstrada de um elemento sobre outro
9	Importância absoluta de um elemento sobre outro
2,4,6,8	Valores intermediários entre dois julgamentos adjacentes
Reciprocidade	Se o elemento i tem um dos números acima atribuído quando comparado com o elemento j, então j tem o valor recíproco quando comparado com i.

Fonte: Saaty (1977)

Todas as pontuações de peso relativo compõem a matriz S de ordem n, onde n é o número de elementos comparados, conforme apresentado pela Equação (2.2).

$$S = \begin{bmatrix} s_{ij} & \cdots & s_{in} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ s_{nj} & \cdots & s_{nn} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Nota-se que, por reciprocidade:

$$s_{ij} = \frac{1}{s_{ji}} \quad (2.3)$$

A Tabela 2.3 mostra um exemplo de preenchimento de uma comparação de quatro opções

**Tabela 2.3 Exemplo de preenchimento de uma comparação AHP de opções**

	Opção 1	Opção 2	Opção 3	Opção 4
Opção 1	1	1	9	3
Opção 2	1	1	9	3
Opção 3	1/9	1/9	1	1/3
Opção 4	1/3	1/3	3	1

Fonte: Produção do autor

Na Tabela 2.3 a Opção 1 é equivalente à Opção 2, a Opção 1 tem uma importância absoluta em relação à Opção 3, e ainda a Opção 1 tem uma importância moderada em relação à Opção 4.

A matriz S resultante da Tabela 2.3 é:

$$S_{Tabela\ 2.3} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 9 & 3 \\ 1 & 1 & 9 & 3 \\ 1/9 & 1/9 & 1 & 1/3 \\ 1/3 & 1/3 & 3 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Em uma matriz de comparação pelo método AHP temos também que, em uma “comparação própria”:

$$s_{ii} = 1 \quad (2.5)$$

Define-se, então, o problema a ser resolvido, o de encontrar o vetor w apresentado na Equação (2.6), com os pesos de cada opção para cada critério:

$$w = [w_1 \quad \dots \quad w_n] \quad (2.6)$$

Como demonstrado por Saaty (1977), o vetor w é um autovetor de S tal que:

$$Sw = \lambda_{max}w \quad (2.7)$$

Finalmente, como forma de calcular o peso de cada elemento (critério ou opção), deve-se solucionar o sistema linear apresentado pela Equação (2.8).

$$(S - \lambda_{max}I)w = 0 \quad (2.8)$$

Neste trabalho foi utilizado o método de Jacobi/Gauss-Seidel de aproximações sucessivas para se resolver a Equação (2.8). Como, por definição, a matriz S é uma matriz recíproca, com a aplicação deste método o vetor w sempre converge para o resultado.

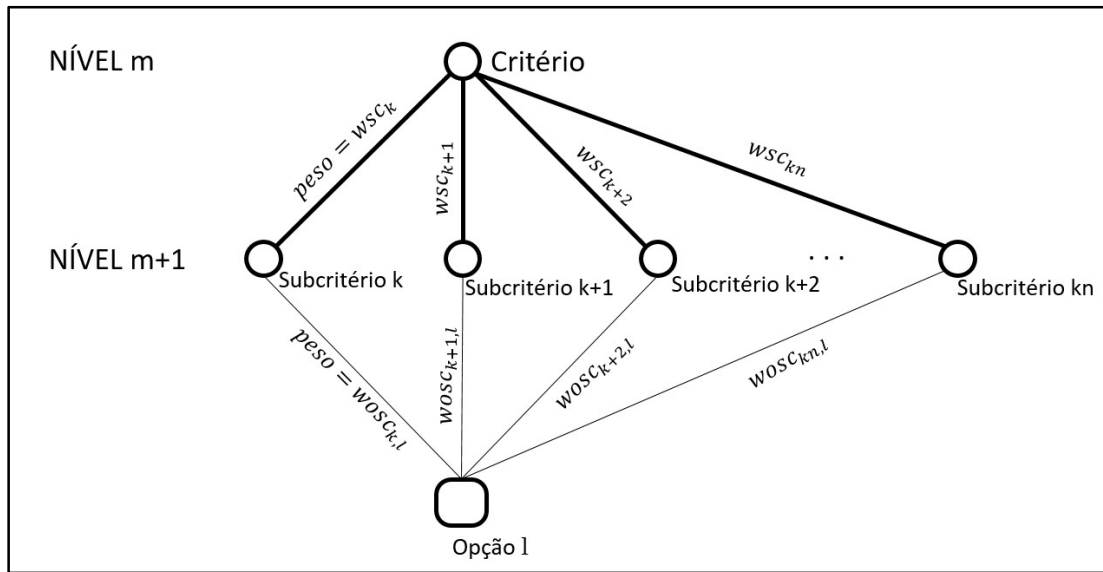
O Vetor w encontrado para a Tabela 2.3, por meio a aplicação do método de Jacobi/Gauss-Seidel na Equação (2.8) é:

$$w_{Tabela2.3} = [40,91\%; 40,91\%; 4,55\%; 13,64\%] \quad (2.9)$$

Por fim, para calcular o peso de cada opção, para a dada decisão, deve-se calcular o peso da opção para cada critério, considerando os subcritérios, até o topo da estrutura hierárquica do AHP.

A Figura 2.20 mostra os termos para o cálculo do peso da opção para um dado critério (no nível m) com seus subcritérios.

**Figura 2.20** Termos usados no cálculo do peso da opção I no nível m



FONTE: Produção do autor.

O peso da opção I no nível m é dado pela Equação (2.10):

$$woc_l = \sum_{k=1}^{kn} wsc_k \cdot wosc_{k,l} \quad (2.10)$$

Onde:

woc<sub>l</sub>: é o peso da opção I para o dado critério (no nível m),

wsc<sub>k</sub> é o peso do subcritério k para o critério dado,

wosc<sub>k, l</sub> é o peso da opção I para o subcritério k,

kn é a quantidade de subcritérios para o critério dado,

k, l são os índices para o subcritério e a opção respectivamente.

Após a aplicação do método AHP são obtidos os pesos de cada opção para a tomada de decisão. A soma dos pesos de todas as opções é 1. Avalia-se, então, qual é a melhor opção para a dada decisão.

### 3 TRABALHOS ANTERIORES

Este capítulo descreverá os trabalhos anteriores que criaram o conhecimento e a base tecnológica para a realização do trabalho ora proposto.

A presente investigação visa estudar aspectos da ISVL, na fase de ciclo de vida de lançamento, sob o ponto de vista de ES.

O Satélite e o VL são sistemas complexos que exigem uma abordagem de ES para alcançar processos de desenvolvimento bem-sucedidos. Em Bertalanffy (1969) se estabelece a base da ES e da teoria dos sistemas abertos. Em Wertz e Larson (1991) formaliza-se uma abordagem de ES para projetos de missão espacial.

Alguns esforços surgiram como um meio de modelar sistemas para assistir os processos de ES. Em Dori (1995) se propõe uma metodologia e linguagem de modelagem, a OPM, para modelar sistemas e lidar com os processos de ES. Posteriormente, Friedenthal e Burkhart (2003), Friedenthal e Kobryn (2004), e OMG (2006) estenderam a linguagem UML para uma linguagem de modelagem de sistema mais específica, a SysML.

Diferentes organizações e indústrias criaram seus próprios processos ES para lidar com a complexidade de seus próprios sistemas. O INCOSE pretende criar uma abordagem padronizada para todas as indústrias e sistemas como um meio para haver maior reutilização e otimização de ferramentas.

Com o decréscimo dos custos de processamento e armazenamento de dados, juntamente com a evolução das técnicas de modelagem de sistemas, o INCOSE (2007) propôs a padronização na utilização de modelos para assistir os processos de ES.

O INCOSE criou o grupo de trabalho em sistemas espaciais – “*Space Systems Working Group*” (SSWG) com o objetivo de se estudar e padronizar as práticas de MBSE na área espacial. O SSWG, por sua vez, desde 2012, trabalha na criação de um modelo de referência, em SysML, de um CubeSat. Este modelo

foi utilizado como referência no presente trabalho e será descrito com maiores detalhes no item 3.1.

Um modelo de referência da ISVL tem o objetivo de assistir um processo de ES. Neste trabalho utilizou-se o modelo de processo de ES “Processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nanosatélites” proposto por Costa (2015) como referência de modelo de processo.

A Tabela 3.1 sumariza uma breve apresentação dos trabalhos citados nesta seção, e também como o presente trabalho se correlaciona com os trabalhos anteriores.

**Tabela 3.1 Correlação entre o presente trabalho e os trabalhos anteriores**

<b>Autor(es)</b>	<b>Ano</b>	<b>Título</b>	<b>Correlação</b>	<b>Referência</b>
Karl Ludwig von Bertalanffy	1969	<i>“General System Theory”</i>	Estabeleceu a base da ES e da teoria dos sistemas abertos.	(BERTALANFFY, 1969)
James R. Wertz and Wiley J. Larson	1991	<i>“Space Mission Analysis and Design”</i>	Formalizaram uma abordagem de ES para projetos de missão espacial.	(WERTZ e LARSON, 1991)
Dov Dori	1995	<i>“Object-process Analysis: Maintaining the Balance Between System Structure and Behaviour”</i>	Propôs uma metodologia e linguagem de modelagem, a OPM, para modelar sistemas e lidar com os processos de ES. Posteriormente	(DORI, 1995)

<b>Autor(es)</b>	<b>Ano</b>	<b>Título</b>	<b>Correlação</b>	<b>Referência</b>
Sanford A. Friedenthal and Roger Burkhart	2003	<i>"Extending UML™ from Software to Systems."</i>	Estenderam a linguagem UML para uma linguagem de modelagem de sistema mais específica, a SysML.	(FRIEDENTHAL e BURKHART, 2003)
Sanford A. Friedenthal and Cris Kobryn	2004	<i>"Extending UML to Support a Systems Modeling Language"</i>		(FRIEDENTHAL e KOBRYN, 2004)
Object Management Group - OMG	2006	<i>"PTC/06-05-04 OMG Systems Modeling Language (OMG SysML™) Specification."</i>		(OMG, 2006)
International Council on Systems Engineering	2007	<i>"INCOSE-TP-2004-004-02: Systems Engineering Vision 2020"</i>	Propôs a padronização na utilização de modelos para assistir os processos de ES.	(INCOSE, 2007)



<b>Autor(es)</b>	<b>Ano</b>	<b>Título</b>	<b>Correlação</b>	<b>Referência</b>
Sara C. Spangelo <i>et al.</i>	2012	<i>“Applying Model Based Systems Engineering (MBSE) to a Standard CubeSat.”</i>	<p>O INCOSE criou o grupo de trabalho em sistemas espaciais – “Space Systems Working Group” (SSWG) com o objetivo de se estudar e padronizar as práticas de MBSE na área espacial.</p> <p>O SSWG, por sua vez, desde 2012, trabalha na criação de um modelo de referência, em SysML, de um CubeSat.</p> <p>Este trabalho propõe o uso de modelos de referência como base da implementação de uma abordagem de MBSE.</p> <p>A presente dissertação tem por objetivo a modelagem da ISVL e pode contribuir com o modelo do grupo SSWG, que por sua vez modela apenas o satélite.</p>	(SPANGELO, KASLOW, <i>et al.</i> , 2012)
Sara C. Spangelo <i>et al.</i>	2013	<i>“Applying Model-Based Systems Engineering (MBSE) to Develop an Executable Model for the RAX CubeSat Mission”</i>		(SPANGELO, BRUCHANSKI, <i>et al.</i> , 2013)
Louise Anderson <i>et al.</i>	2014	<i>“Enterprise Modeling for CubeSats”</i>		(ANDERSON, COLE, <i>et al.</i> , 2014)
David Kaslow	2015	<i>“INCOSE Model-Based Systems Engineering (MBSE) CubeSat Modeling Efforts.”</i>		(KASLOW, 2015)
David Kaslow <i>et al.</i>	2015	<i>“Developing a CubeSat Model-Based System Engineering (MBSE) Reference Model - Interim Status”</i>		(KASLOW, ANDERSON, <i>et al.</i> , 2015)
David Kaslow <i>et al.</i>	2016	<i>“Developing a CubeSat Model-Based System Engineering (MBSE) reference model — Interim status #2”</i>		(KASLOW, HART, <i>et al.</i> , 2016)
David Kaslow <i>et al.</i>	2016	<i>“Developing and Distributing a CubeSat Model-Based Engineering (MBSE) Reference Model – Status”</i>		(KASLOW, AYRES, <i>et al.</i> , 2016)

<b>Autor(es)</b>	<b>Ano</b>	<b>Título</b>	<b>Correlação</b>	<b>Referência</b>
Barbedienne, Romain <i>et al.</i>	2014	<i>"Introduction of geometrical constraints modeling in SysML for mechatronic design"</i>	Apresentam formas de representar modelos geométricos em SysML, de modo a serem utilizados em um ambiente MBSE.	(BARBEDIENNE, PENAS, <i>et al.</i> , 2014)
Manas Bajaj <i>et al.</i>	2016	<i>"Architecture to Geometry – Integrating System Models with Mechanical Design"</i>		(BAJAJ, ZWEMER e COLE, 2016)
Manas Bajaj <i>et al.</i>	2016	<i>"MBSE++ — Foundations for Extended Model-Based Systems Engineering Across System Lifecycle"</i>		(BAJAJ, ZWEMER, <i>et al.</i> , 2016)
Régis Plateaux <i>et al.</i>	2016	<i>"Use of Technologically and Topologically Related Surfaces (TTRS) geometrical theory for Mechatronic Ontology"</i>		(PLATEAUX, PENAS, <i>et al.</i> , 2016)

Autor(es)	Ano	Título	Correlação	Referência
Lucas Lopes Costa	2015	Processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nanosatélites	<p>Propôs um modelo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de nanosatélites.</p> <p>Este modelo de referência de processo inicia-se na identificação das necessidades dos stakeholders, passando pela definição da missão e então segue pela definição do segmento de missão relacionado ao sistema de interesse.</p> <p>O trabalho exposto na presente dissertação aborda a relação entre o segmento espacial e o segmento lançador por meio da ISVL.</p>	(COSTA, 2015)
Ricardo Franco	2018	Modelo de referência da Interface entre satélite e veículo lançador para Engenharia de Sistemas baseada em modelo	O trabalho exposto nesta dissertação propõe o uso de uma abordagem de MBSE para o desenvolvimento e controle da ISVL e consequentemente um modelo de referência da ISVL a ser utilizado como referência nesta abordagem, vale expor que, em pesquisa bibliográfica, não foi encontrado trabalho equivalente que aborde a ISVL por meio de MBSE.	Esta dissertação

Fonte: Produção do autor

### **3.1. MODELO DE REFERÊNCIA DE CUBESAT - SSWG**

O INCOSE, por meio de seu grupo de trabalho SSWG (Space Systems Working Group), tem publicado, desde 2012, o trabalho de desenvolvimento de um modelo de referência para MBSE de um CubeSat.

Este trabalho foi apresentado em diversas oportunidades, em diferentes fases de desenvolvimento em: Spangelo *et al* (2012), Spangelo *et al* (2013), Anderson *et al* (2014), Kaslow (2015), Kaslow *et al* (2015), Kaslow *et al* (2016), Kaslow *et al* (2016).

O trabalho do SSWG também foi utilizado como referência para o desenvolvimento do MRISVL, apresentado no presente trabalho.

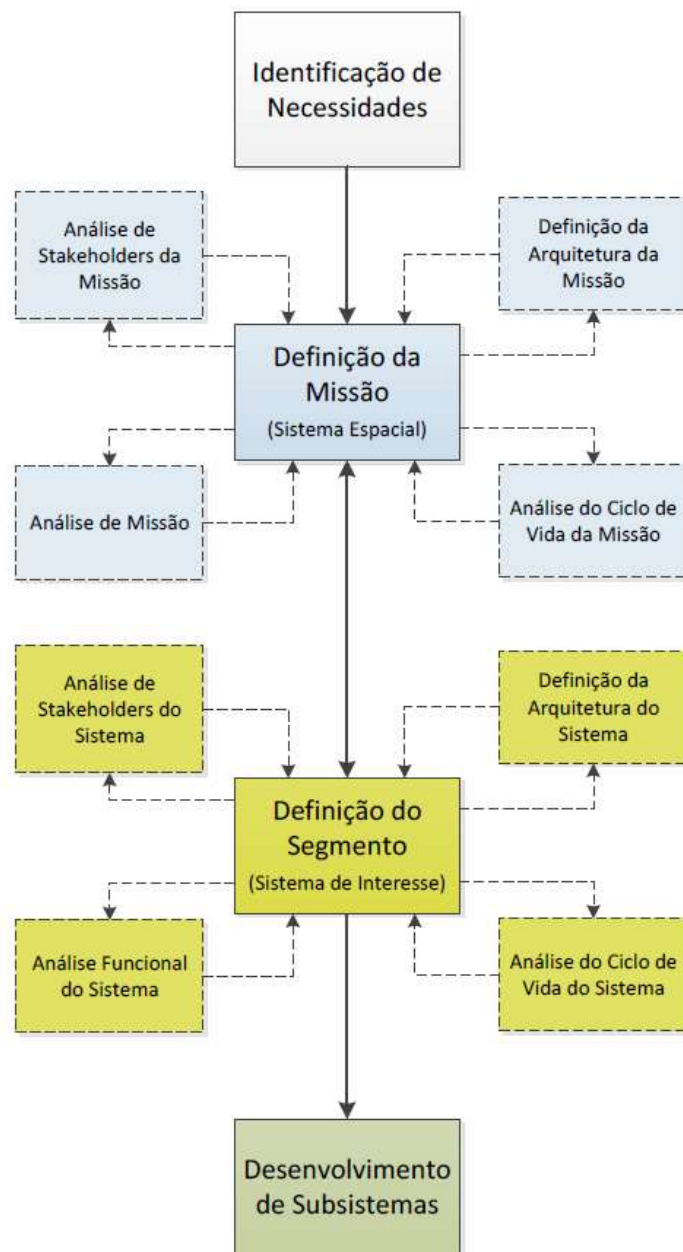
### **3.2. PROCESSO DE REFERÊNCIA PARA O DESENVOLVIMENTO DA ARQUITETURA DE SISTEMAS DE PICO E NANOSATÉLITES**

O modelo de referência de MBSE, aqui proposto, foi idealizado com objetivo de suportar um processo de ES.

O processo de ES utilizado como referência foi o “processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nanosatélites” proposto por Costa (2015). A Figura 3.1 mostra a estrutura de macroprocesso desse modelo de processo de ES utilizado.

Na Figura 3.1 são observadas as fases distintas de “Definição de Missão” e de “Definição de Segmento”.

Figura 3.1 Estrutura do macro processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nanosatélites



Fonte: Costa (2015)



## **4 O MODELO DE REFERÊNCIA PROPOSTO**

Este capítulo tem por objetivo apresentar o MRISVL proposto no presente trabalho.

Conforme exposto no Capítulo 1.5, utilizou-se o processo proposto por Costa (2015), com o objetivo de levantar os dados obtidos e gerados ao decorrer de um processo de ES. Delimitou-se, como escopo deste trabalho, a modelagem das informações para a atividade de análise de “*stakeholders*” e requisitos de missão e das relações entre satélite e veículo lançador da atividade “análise de missão”.

Definiu-se também, como prioridade, modelar características da ISVL durante a fase de lançamento e os fenômenos envolvidos.

Em suma, a modelagem foi realizada observando duas diretrizes: (1) A proposição de um modelo visando dar suporte, em parte, o processo proposto por Costa (2015) e (2) A Busca do modelo com todos os fenômenos envolvidos durante a fase de lançamento, relacionados ao veículo lançador, que afetam o satélite.

Toda a modelagem foi realizada utilizando a ferramenta Enterprise Architect® (SPARX SYSTEMS, 2016) em sua versão acadêmica e a linguagem SysML em sua especificação 1.4.

No decorrer do estudo foram observadas falhas ao exportar entidades cujos nomes continham caracteres acentuados na ferramenta Enterprise Architect® (SPARX SYSTEMS, 2016), motivo pelo qual tais caracteres não foram utilizados no modelo proposto.

### **4.1. MODELO DE MISSÃO ESPACIAL**

O modelo de missão espacial define as interações entre o satélite e veículo lançador de mais alto nível. Neste modelo estão incorporadas as necessidades de missão e o modelo de cada um dos segmentos de missão. Por meio do modelo dos segmentos de missão é que é modelada a ISVL que é a interface entre o segmento espacial e o segmento lançador.

#### 4.1.1. NECESSIDADES DE MISSÃO

O desenvolvimento de uma missão espacial inicia-se pela definição de uma ou mais necessidades de missão.

As necessidades de missão são frases que declaram necessidades que a missão irá suprir por meio de um ou mais eventual (ais) sistema (s) espacial (ais). Vale ressaltar que a análise da missão pode ter como resultado outro tipo sistema para a solução destas necessidades que não seja, necessariamente, um sistema espacial.

Outra característica importante a ser observada é que a “Necessidade de Missão”, tal qual proposta neste trabalho, não é o mesmo que necessidade de “*stakeholder*”, muito embora seja possível, e até mesmo provável, que existam necessidades de “*stakeholder*” iguais às de missão.

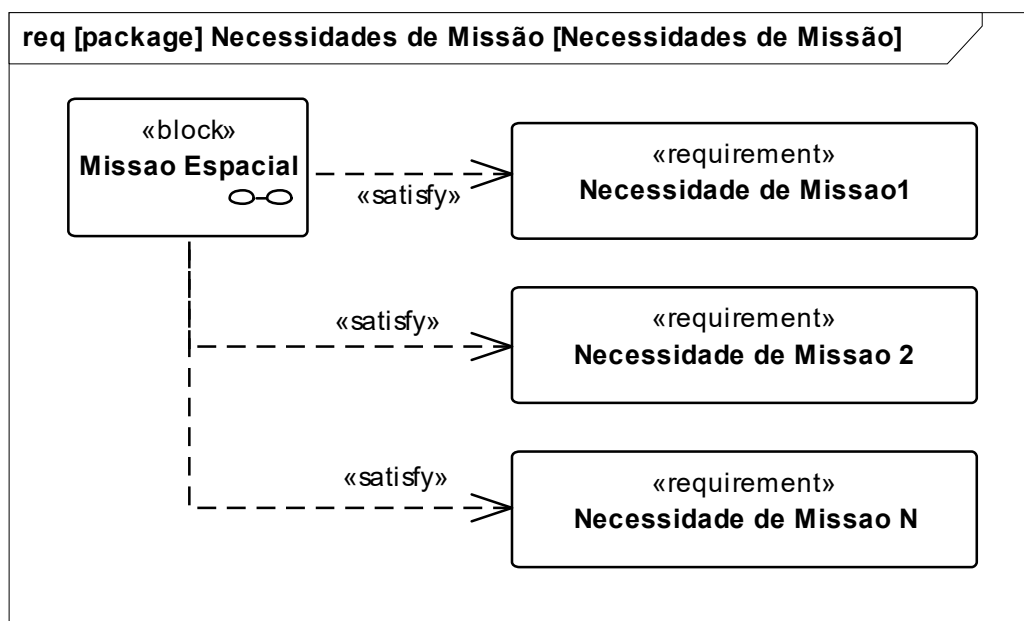
As necessidades de missão foram modeladas, neste trabalho, utilizando-se a entidade “*requirement*” da SysML. Vale observar que a necessidade de missão não é um requisito, embora ela irá resultar em requisitos de missão, requisitos de sistemas e requisitos de subsistemas.

A escolha pela utilização da entidade “*requirement*” da SysML se deve ao fato de não haver uma entidade específica para necessidade de missão.

Por fim, o diagrama de requisitos “Necessidades de Missão”, apresentado pela Figura 4.1, registra as necessidades de missão levantadas pelo processo de ES. Estas necessidades derivam requisitos de “*stakeholders*”, que, por sua vez, derivam requisitos de sistemas, os quais impactam na definição da ISVL.



**Figura 4.1 Diagrama de Requisito - Necessidades de Missão**



Fonte: Produção do autor

#### **4.1.2. SEGMENTOS DE MISSÃO**

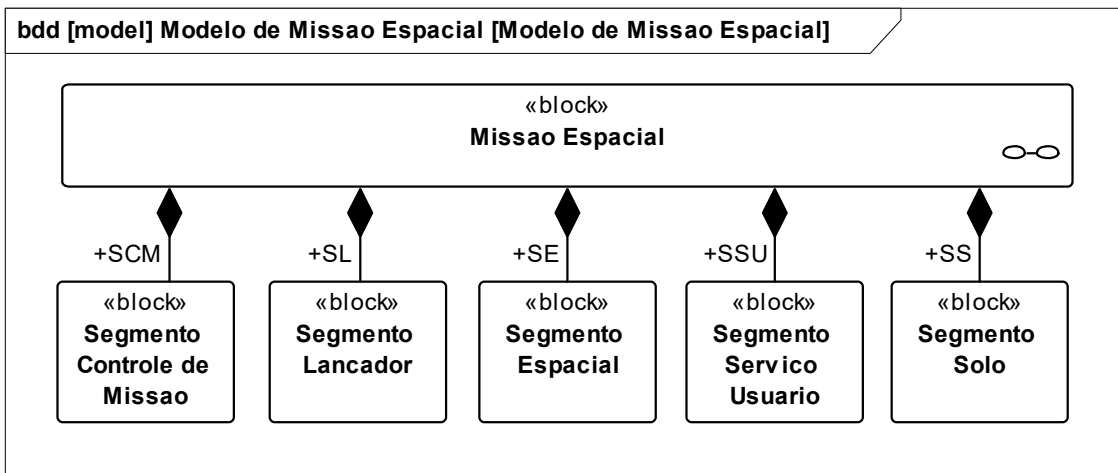
Conforme exposto na seção 2.1, uma missão espacial é decomposta em segmentos de missão. Estes segmentos de missão são aplicados na forma de blocos no modelo proposto.

A missão espacial como um todo é representada como um bloco, assim como cada segmento também é representado por bloco.

A descrição da decomposição da Missão Espacial por blocos, tal como está representada na Figura 4.2, no MRISVL, tem por objetivo localizar a ISVL inserida em seu contexto maior.

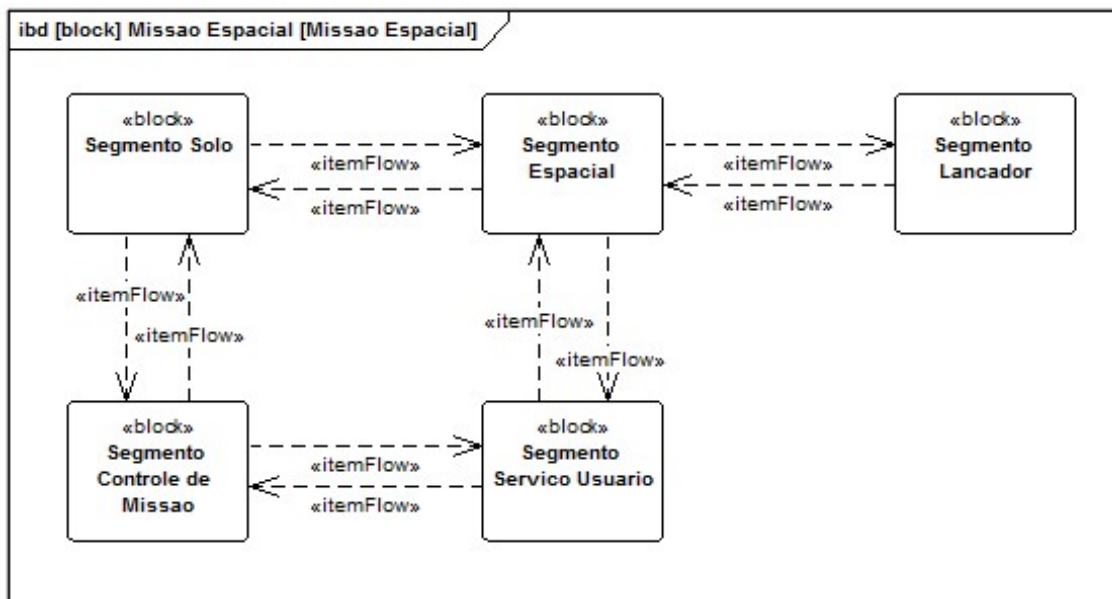
A Figura 4.3 mostra um diagrama interno de bloco (*internal block diagram*, - ibd), o qual define trocas de fluxos e interfaces internas de partes dos blocos. A referida figura também apresenta as direções e sentidos dos fluxos de energia e/ou informação e/ou matéria entre os segmentos de missão.

**Figura 4.2 Decomposição do Bloco “Missão Espacial” em blocos de segmentos de missão**



Fonte: Produção do autor

**Figura 4.3 Diagrama Interno de Blocos referente ao bloco “Missão Espacial”**



Fonte: Produção do autor

#### 4.2. “STAKEHOLDERS” NO MODELO

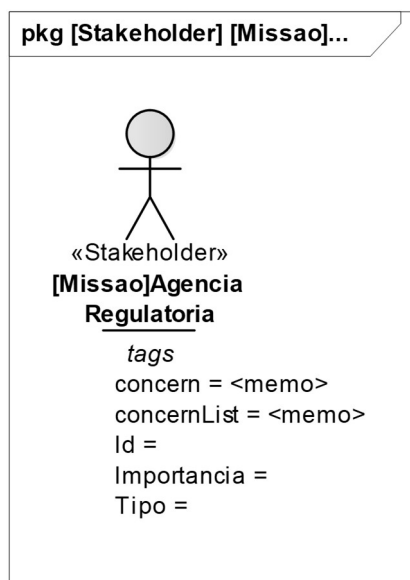
É importante que logo no início dos processos de ES sejam listados os principais “stakeholders” relacionados à missão espacial. Após esta listagem, devem-se encontrar as suas necessidades principais. Tais providências são

necessárias para que se obtenha uma abordagem holística, ou seja, “do todo”, que é pressuposta de processos de ES.

Conforme exposto por Costa (2015) os atributos de “*stakeholders*” propostos como referência, são: (1) nome: o nome da(o) organização, cargo ou pessoa tida(o) como “*stakeholder*”; (2) id: um código de identificação do “*stakeholder*”; (3) tipo: ativo (interage diretamente com o sistema), passivo (não interage diretamente com o sistema mas é afetado por ele) ou patrocinador (financia o sistema) e (4) importância: primário (muita influência no sistema) ou secundário (pouca influência no sistema). Estes atributos foram modelados (com exceção do “nome”), por meio de “*tags*” (etiquetas) SysML. O nome é o próprio nome da entidade “*stakeholder*” dentro do modelo, conforme demonstra a Figura 4.4.

Observa-se, na Figura 4.4, que também existem os “*tags*” “*concern*” (preocupações) e “*concern list*” (lista de preocupações), que são usados para modelar expectativas e lista de expectativas de “*stakeholders*”

**Figura 4.4 Modelo de “*stakeholder*”**



Fonte: Produção do autor

Foi proposto, no modelo ora exposto, um conjunto de referências de “*stakeholders*” que abrange toda a missão espacial. Espera-se, no entanto, que

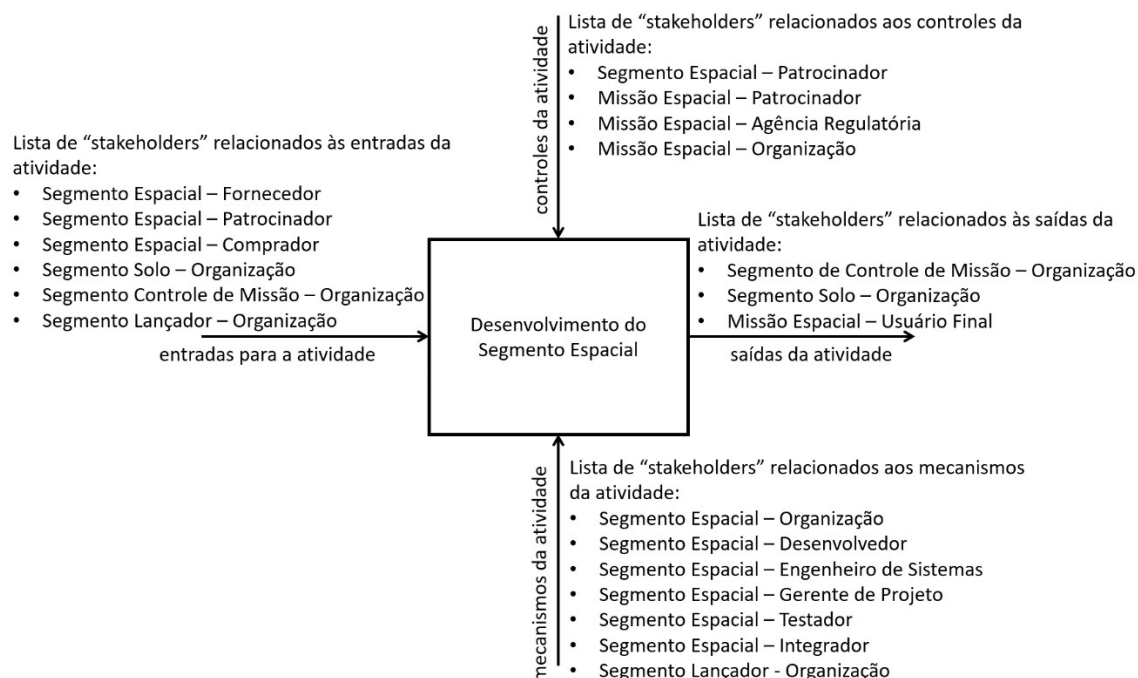
os maiores influenciadores desta ISVL sejam os “*stakeholders*” dos segmentos espacial e lançador e “*stakeholders*” gerais de missão.

O conjunto de “*stakeholders*” foi obtido generalizando o conjunto de “*stakeholders*” apresentado pelo INCOSE SSWG (*Space Systems Working Group*) (KASLOW *et al*, 2015) e por Rodriguez (2016), os quais foram estendidos aos segmentos modelados e apresentados na Figura 4.2.

A completude deste conjunto de “*stakeholders*” foi verificada utilizando-se do método IDEF0, conforme apresentado por Loureiro (2014) e exemplificado por Rodriguez (2016).

O método para se obter o conjunto de “*stakeholders*” por meio da modelagem IDEF0 consiste em modelar um processo com a linguagem IDEF0 e listar as partes interessadas dos fluxos das atividades, quais sejam: controle da atividade, mecanismo da atividade, entrada da atividade e saída da atividade.

**Figura 4.5 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “*stakeholders*” do segmento espacial.**



Fonte: Produção do autor

Neste trabalho, optou-se por modelar a atividade macro de se desenvolver determinado segmento de missão. A Figura 4.5 mostra o resultado da aplicação do método IDEF0 para a obtenção dos “*stakeholders*” referentes à atividade de “Desenvolvimento do Segmento Espacial”. A aplicação do método aos demais segmentos de missão está apresentada no APÊNDICE B.

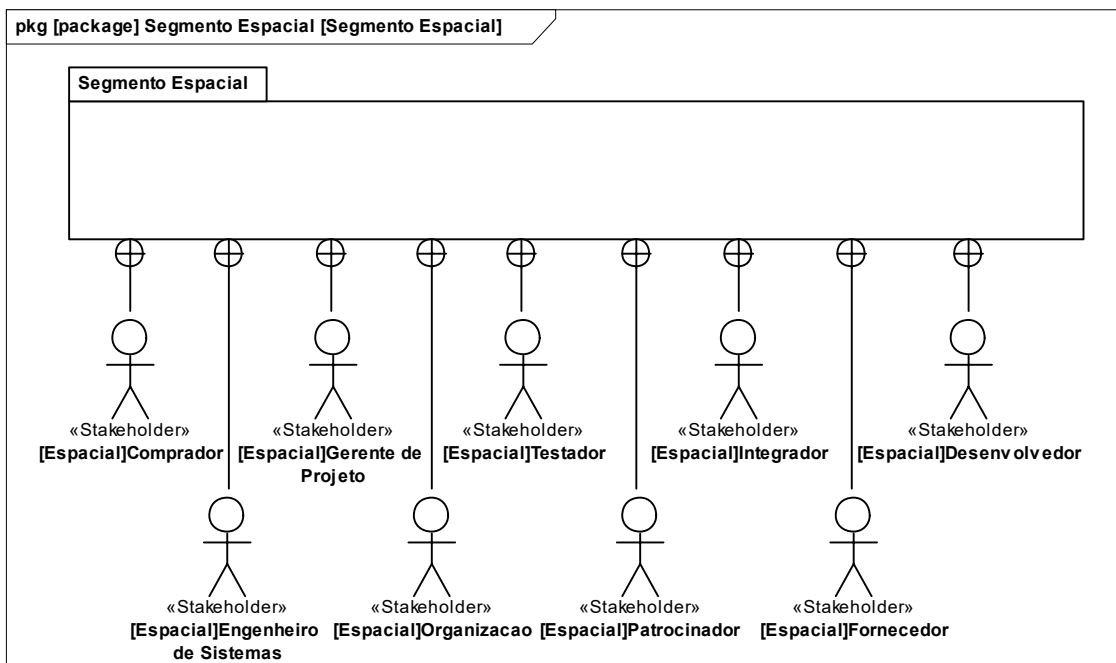
A Figura 4.6 mostra como são representados os “*stakeholders*” no modelo proposto. Cada “*stakeholder*” é representado pela entidade “ator” com estereótipo “*stakeholder*” da SysML. A Figura 4.6 mostra os “*stakeholders*” do segmento espacial.

O conjunto completo de “*stakeholders*” é ilustrado pela Figura 4.8.

O modelo de “*stakeholders*” no MRISVL foi organizado em um pacote contendo cada segmento. Os “*stakeholders*” são acrescentados e editados em seus respectivos diagramas de pacotes (*package diagram - pkg*) da SysML.

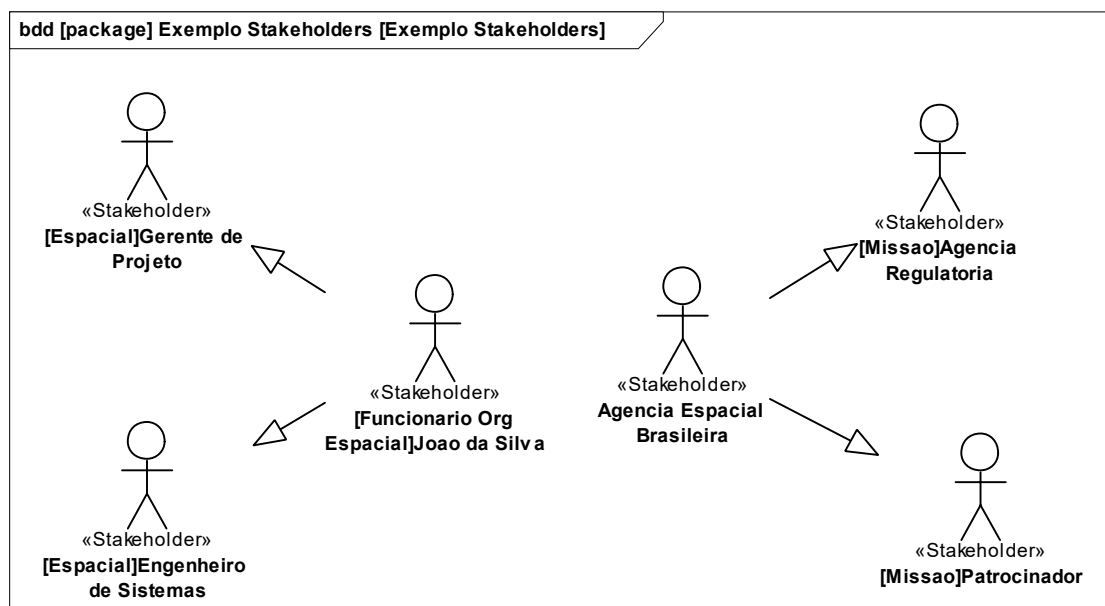
A depender da complexidade da missão espacial, é comum que uma pessoa, ou até mesmo uma organização, desempenhe o papel de dois ou mais “*stakeholders*”, por exemplo, a Agência Espacial Brasileira, a qual atua como patrocinadora de projetos espaciais no Brasil e, ainda, como agência regulatória. Também é possível se ter as figuras de engenheiro de sistemas e gerente de projeto sendo exercidas pela mesma pessoa. A Figura 4.7 apresenta este conceito de especificação através da linguagem SysML.

**Figura 4.6 Conjunto de “stakeholders” do segmento espacial**



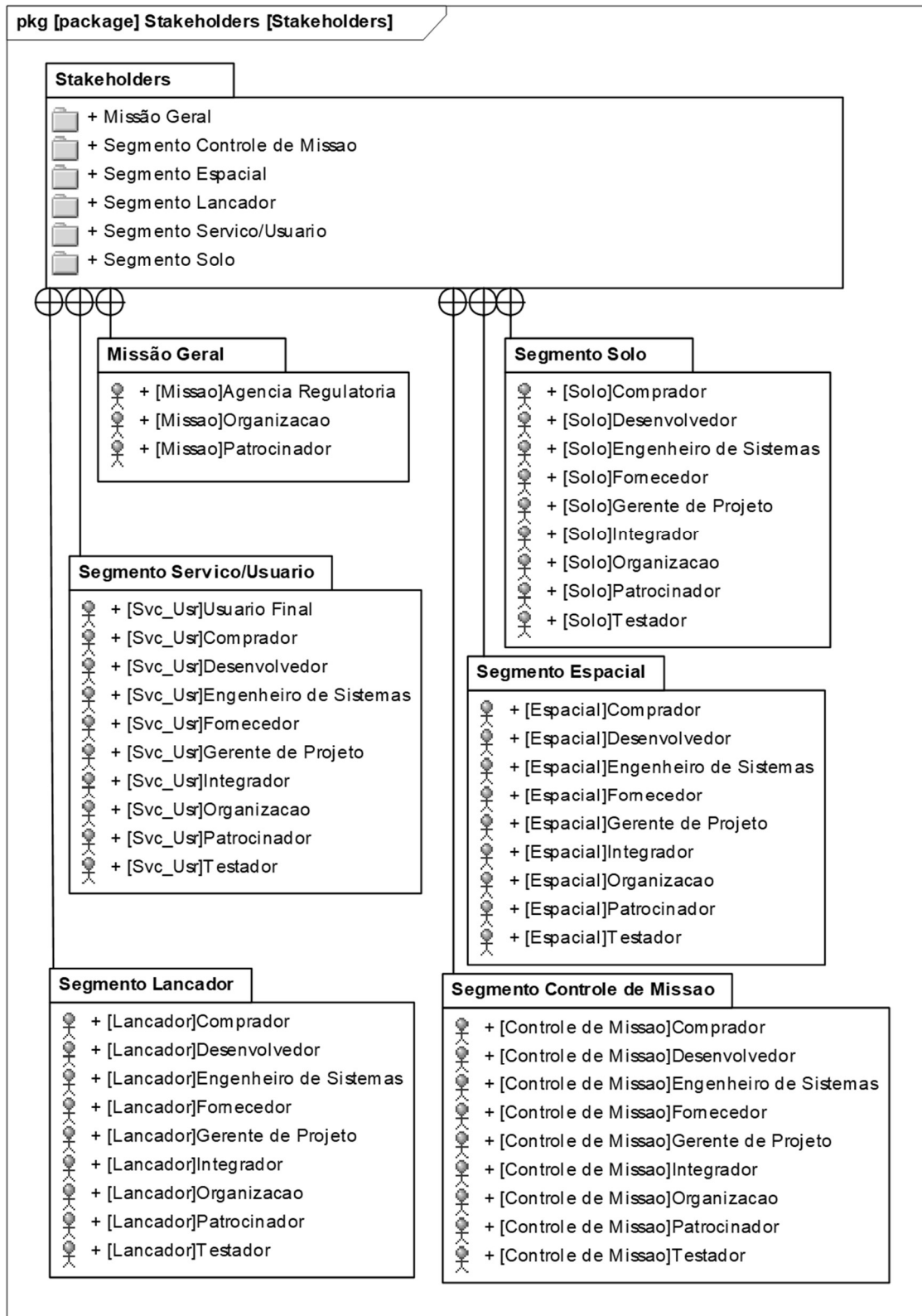
Fonte: Produção do autor

**Figura 4.7 Exemplo de Especificação de “stakeholder” em SysML**



Fonte: Produção do autor

**Figura 4.8 Conjunto completo de “stakeholders” por segmento de missão**



Fonte: Produção do autor

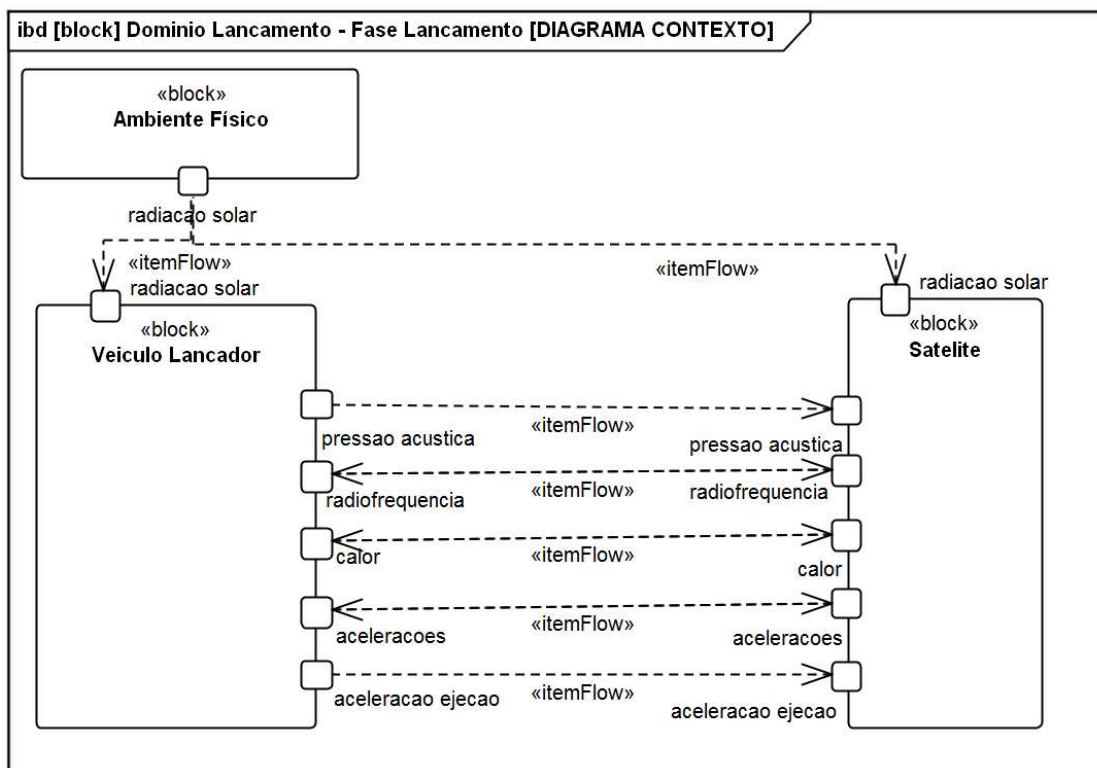
### 4.3. CARACTERÍSTICAS DA INTERFACE ISVL

O primeiro estudo realizado consistiu em modelar um diagrama de contexto de um hipotético lançamento de um satélite, de modo a levantar as trocas de informação, matéria e energia. Este diagrama de contexto foi modelado em um diagrama interno de blocos (*internal block diagram – ibd*) SysML e está apresentado pela Figura 4.9.

Dentre as funções de um modelo de referência está a definição de nomenclaturas, que existe de modo a facilitar a troca de informações entre as organizações. Assim sendo, de modo a cumprir esta função, foi definido o “domínio lançamento”, modificando o diagrama de contexto da Figura 4.9.

As características de interface, que não são fluxos, foram acrescentadas ao diagrama de contexto, assim como foram acrescentados outros sistemas e suas interfaces descritas.

Figura 4.9 Diagrama de Contexto Lançamento de um Satélite



Fonte: Produção do autor



De modo a garantir a completude do modelo quanto aos fenômenos envolvidos na ISVL durante a fase de lançamento, foi realizada uma revisão dos manuais de usuários dos lançadores e literatura, a citar: Guia de usuário do lançador Falcon 9 (SPACEEX, 2015), Guia de usuário do lançador DNEPR (SPACE COMPANY KOSMOTRAS, 2001), Guia de usuário do lançador Pegasus (ORBITAL SCIENCES CORPORATION, 2015), Guia de usuário do lançador Soyuz, lançado a partir do Centro Espacial de Kourou (ARIANESPACE SERVICES AND SOLUTIONS, 2012) e publicação “Introdução à Tecnologia de Foguetes” (PALMERIO, 2004).

A partir da revisão citada, este autor percebeu a dificuldade em se modelar os fenômenos por meio de fluxos, pois, não é desta forma que os dados relacionados aos mesmos são apresentados, sendo esta a razão pela qual, foram modelados por meio de trocas entre os blocos.

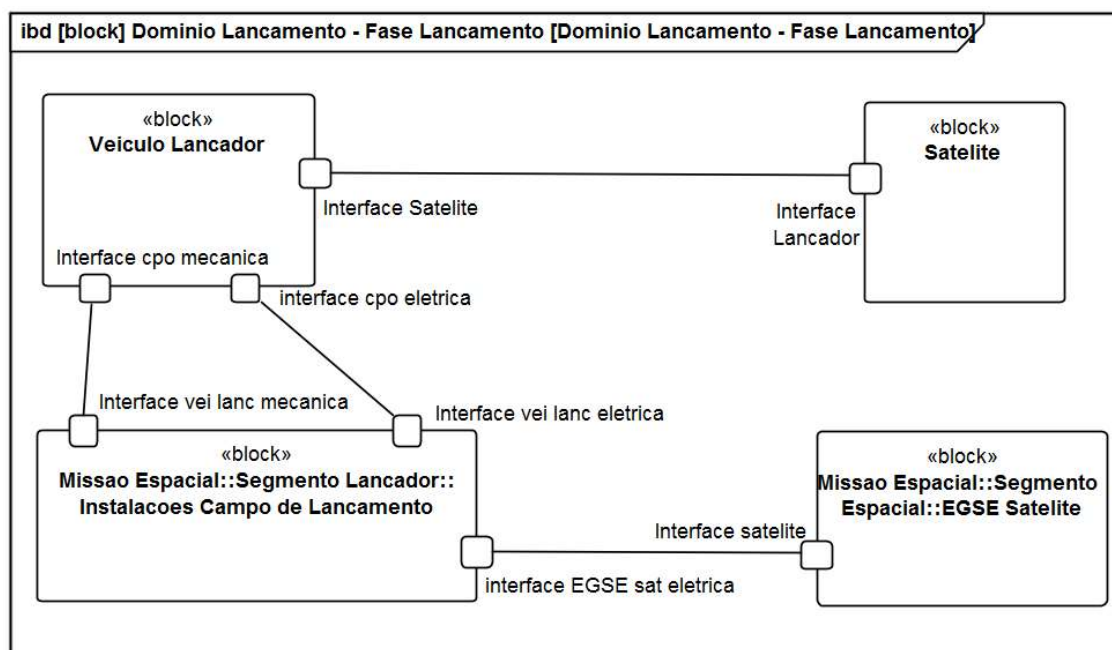
As trocas entre os blocos foram definidas por meios de interfaces, e as características destas interfaces, especificadas por meio de “*interface Blocks*” (elemento SysML usado em definições de interface). Em suma, estes dados relacionados a estes fenômenos foram modelados como características de interfaces.

A Figura 4.10 mostra a definição do “Domínio Lançamento” por meio de um diagrama interno de blocos (o bloco ambiente físico foi omitido), aplicando o conceito exposto. A Figura 4.10 mostra ainda como se dá a interface elétrica entre o Satélite e seu EGSE por meio da infraestrutura do campo de lançamento e por meio dos cabos umbilicais do VL. Todas as interfaces, pelas quais passam os diversos fluxos trocados entre o satélite e o VL, que estão apresentadas na Figura 4.9 foram resumidas em uma única interface entre o satélite e o VL na Figura 4.10.

A Figura 4.11 mostra a definição da ISVL, com suas características modeladas por meio de atributos em um diagrama de definição de blocos (*block definition diagram – bdd*) SysML.

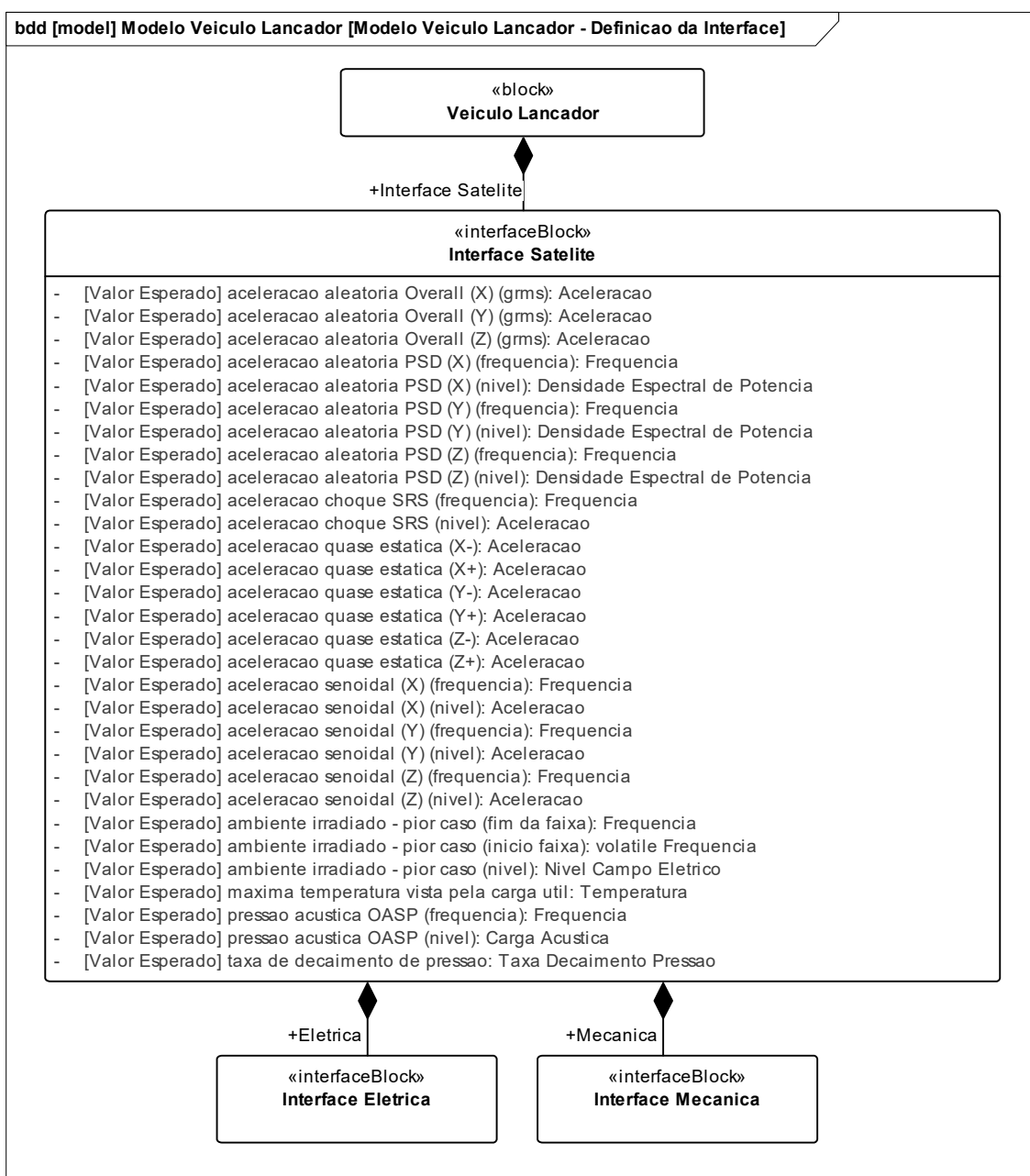
Em uma abordagem de ES centrada em documentos, cada uma das interfaces apresentada na Figura 4.10 gera um ICD (*Interface Control Document*), ou em português, DCI (Documento de Controle de Interfaces). Para a ISVL, as informações desta interface são geralmente disponibilizadas pelos manuais de usuário dos veículos lançadores.

**Figura 4.10 Definição do Domínio “Lançamento”**



Fonte: Produção do autor

Figura 4.11 Definição da Interface com o Satélite no modelo

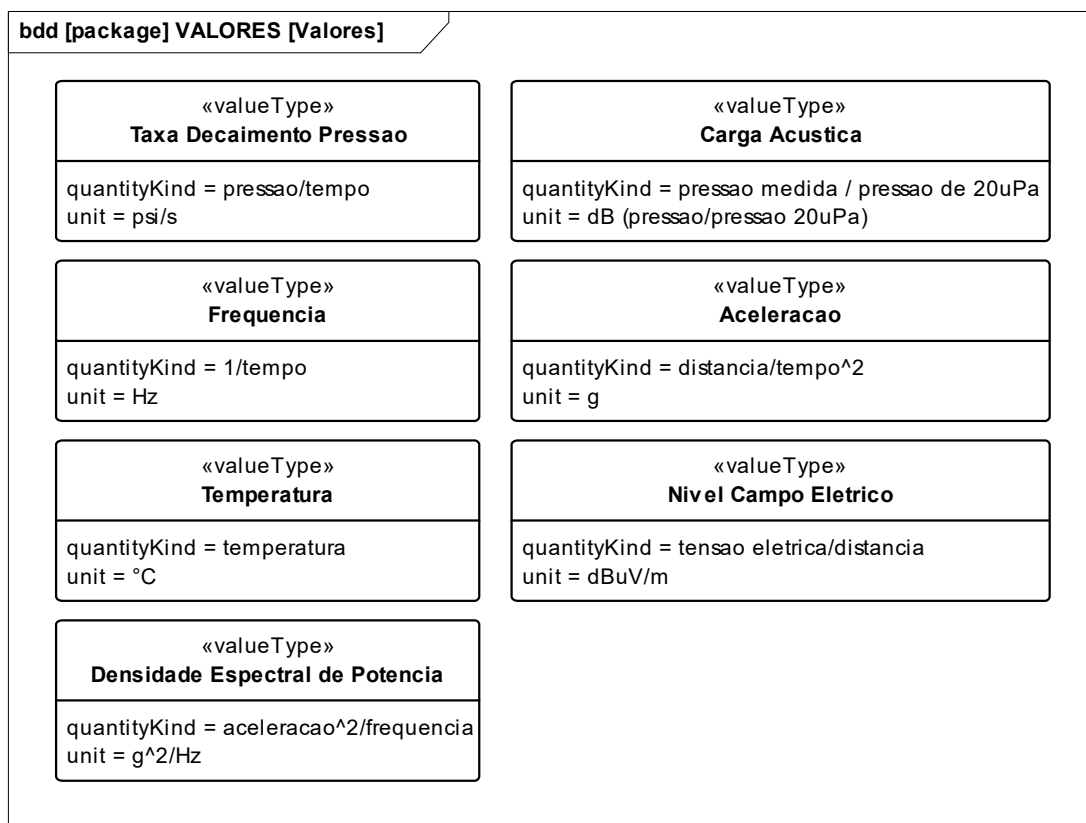


Fonte: Produção do autor

Os atributos da interface modelados são baseados em “tipos de valor” (“*value Types*”). Em SysML a estrutura dos “tipos de valor” possui as seguintes “etiquetas” (“*Tags*”): tipo de quantidade e unidade. Na Figura

4.12 são mostrados os “tipos de valores” utilizados no bloco “Interface Satélite”.

**Figura 4.12 “Tipos de Valores” do Modelo da Interface**



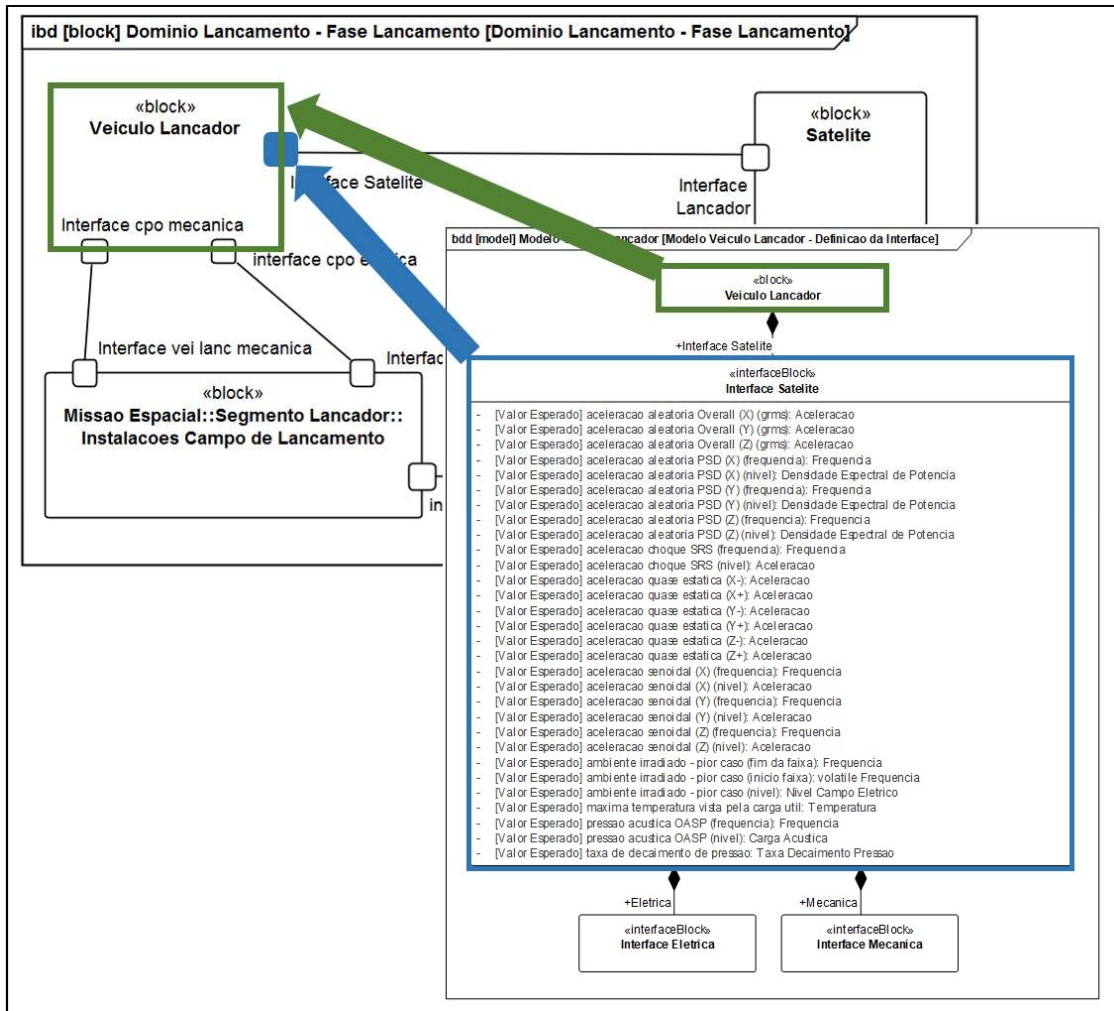
Fonte: Produção do autor

Os elementos do MRISVL estão dispostos em diversos diagramas, os quais estão apresentados neste Capítulo 4. A Figura 4.13 temo objetivo de mostrar um exemplo de como ocorre a aparição de um elemento em diversos diagramas SysML e ainda como dois elementos se inter-relacionam em um modelo SysML.

Na Figura 4.13, destacado na cor verde, está o bloco “Veiculo Lancador”, este bloco aparece em dois diagramas o diagrama “bdd” “Modelo Veiculo Lancador” e o diagrama “ibd” “Dominio Lancamento – Fase Lancamento”. Por sua vez o “*Interface Block*”, ou bloco de interface, de nome “Interface Satelite” está atribuído à porta “Interface Satelite” do diagrama “ibd” “Dominio

Lancamento – Fase Lancamento”, esta relação está destacada em azul na Figura 4.13.

**Figura 4.13 Relação de elementos em diferentes diagramas da SysML**



Fonte: Produção do autor

### 4.3.1. INTERFACE ELÉTRICA

A interface elétrica da ISVL, neste trabalho, é definida como sendo as especificações de conectores e sinais que são disponibilizados ao satélite.

A composição do bloco de interface elétrica é apresentada na Figura 4.14, na qual é possível observar que a interface é formada como um conjunto de conectores, que, por sua vez, são formados por um conjunto de pinos.

Este autor considerou importante modelar os seguintes atributos referentes aos conectores:

- Código do fabricante: este é o número de referência que especifica o conector e é provido pelo fabricante;
- Fabricante: o nome do fabricante;
- Material da carcaça: esta informação é importante pois há uma possibilidade de se formar um “par galvânico” ao se conectar dois conectores de materiais diferentes;
- Ponto de aterramento da carcaça: esta informação é importante para que seja definido corretamente como será (ou não) aterrada a carcaça do conector do lado “satélite” da interface;
- Rigidez dielétrica: esta informação é importante para que se defina parâmetros de teste do conector.

Estes atributos foram modelados utilizando as entidades “*tag*” da linguagem SysML.

O modelo para o bloco pino teve seus atributos divididos em quatro grupos: (1) “condutor”: atributos referentes ao condutor montado no pino; (2) “destino”: atributos que indicam o conector e o pino de destino do sinal trafegado no pino em questão; (3) “especificação”: características físicas do pino em si; e finalmente (4) “sinal”: características do sinal trafegado no pino.

A seguir são listados e especificados cada um dos atributos do bloco “Pino” modelados:

- “CONDUTOR Designação”: esta é a designação do condutor que está montado no pino e serve para identificar um determinado condutor em um projeto elétrico;
- “CONDUTOR Impedância”: é a impedância elétrica do condutor, característica importante apenas para sinais de radiofrequência;

- “CONDUTOR Tx Cobertura Malha”: é a taxa de cobertura da malha em cabos com malha, ditos blindados. Esta mede a porcentagem de cobertura superficial proporcionada pela malha ao condutor;
- “DESTINO Conector”: indica o conector para o qual o sinal elétrico será levado;
- “DESTINO Pino”: indica o pino pertencente ao conector de destino, no qual o sinal elétrico será levado;
- “ESPECIFICAÇÃO Corrente Máxima”: é a corrente máxima que, por especificação, pode circular pelo pino;
- “ESPECIFICAÇÃO Resistência p\ o destino”: é a resistência elétrica esperada entre o pino em questão e o pino de destino;
- “ESPECIFICAÇÃO Seção Transversal”: é a medida do diâmetro da seção transversal do pino;
- “ESPECIFICAÇÃO Tensão Máxima”: é a tensão máxima que, por especificação, pode ser aplicada entre o pino e os pinos do conector ou entre o pino e a carcaça do conector;
- “SINAL Nome”: este é o nome atribuído ao sinal no projeto elétrico;
- “SINAL Tipo”: neste trabalho os sinais foram divididos em seis tipos: (1) “Corrente”: é um sinal no qual o emissor impõe uma corrente elétrica na linha; (2) “Tensão”: é um sinal no qual o emissor impõe uma tensão elétrica na linha; (3) “Resistência”: é um sinal no qual o emissor impõe uma resistência elétrica na linha; (4) “Alimentação”: é um sinal no qual o emissor impõe uma tensão elétrica na linha com a função de se transferir energia. Neste caso a resistência do receptor não é alta e a limitação na capacidade em se fornecer corrente é importante; (5) “Contato seco”: é um sinal no qual o emissor impõe, por meio de uma chave, uma resistência elétrica muito baixa (chave fechada) ou muito alta (chave aberta) na linha; e, por fim, (6) “Radiofrequência” ou “RF”: é um sinal no qual o emissor impõe uma tensão elétrica alternada com frequência na faixa de RF;

- “SINAL (TIPO) mínimo”: estes atributos indicam, para os sinais de corrente, tensão e resistência elétricas, o valor de início da faixa, ou seja, o valor de 0% da excursão do sinal para cada tipo de sinal;
- “SINAL (TIPO) máximo”: estes atributos indicam, para os sinais de corrente, tensão e resistência elétricas, o valor de fim da faixa, em outras palavras, o valor de 100% da excursão do sinal, para cada tipo de sinal;
- “SINAL (RF) Frequência: é a frequência chamada de frequência central de um sinal de frequência na faixa de RF.
- “SINAL (RF) Modulação: A modulação é a forma como um sinal é codificado de modo a formar um sinal de maior frequência.

Foi realizado um estudo a título de exemplo, onde se aplicou o modelo de interface elétrica, acima exposto, à parte da interface elétrica do veículo lançador Taurus®. Os dados foram obtidos a partir de seu guia de usuário (ORBITAL SCIENCES CORPORATION, 2006).

Apenas parte da interface do veículo lançador Taurus® foi modelada a título de exemplo, já que não seria possível representá-la por completo de forma prática nesta dissertação. A Figura 4.15 e a Tabela 4.1, mostram os dados que foram aplicados no modelo e estão disponibilizadas em Orbital Sciences Corporation (2006).

A Figura 4.16 ilustra a definição de um par trançado blindado. Vale notar que existem diversos arranjos diferentes de cabos, por exemplo, fio simples ou singelo, fio simples blindado e trio trançado blindado, entre outros.

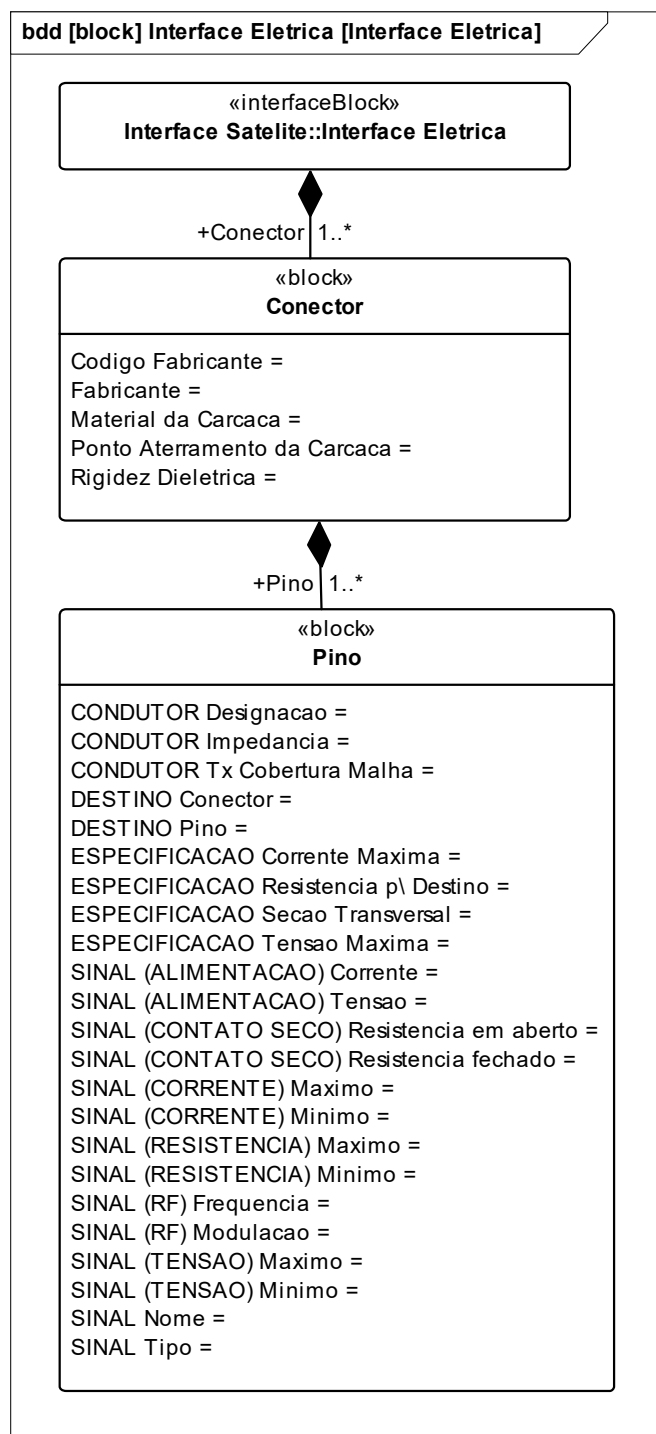
A Figura 4.17 mostra o resultado deste estudo, com a modelagem de parte da interface elétrica do lançador Taurus®.

Pode-se observar, na Figura 4.17, de que forma foi feita a designação do par trançado blindado: PTB1:A, PTB1:B e PTB1:Malha. No pino 1 está o condutor “A” do par trançado blindado “PTB1”, no pino 2 está o condutor “B” de “PTB1” e no pino “3” está a malha de “PTB1”.



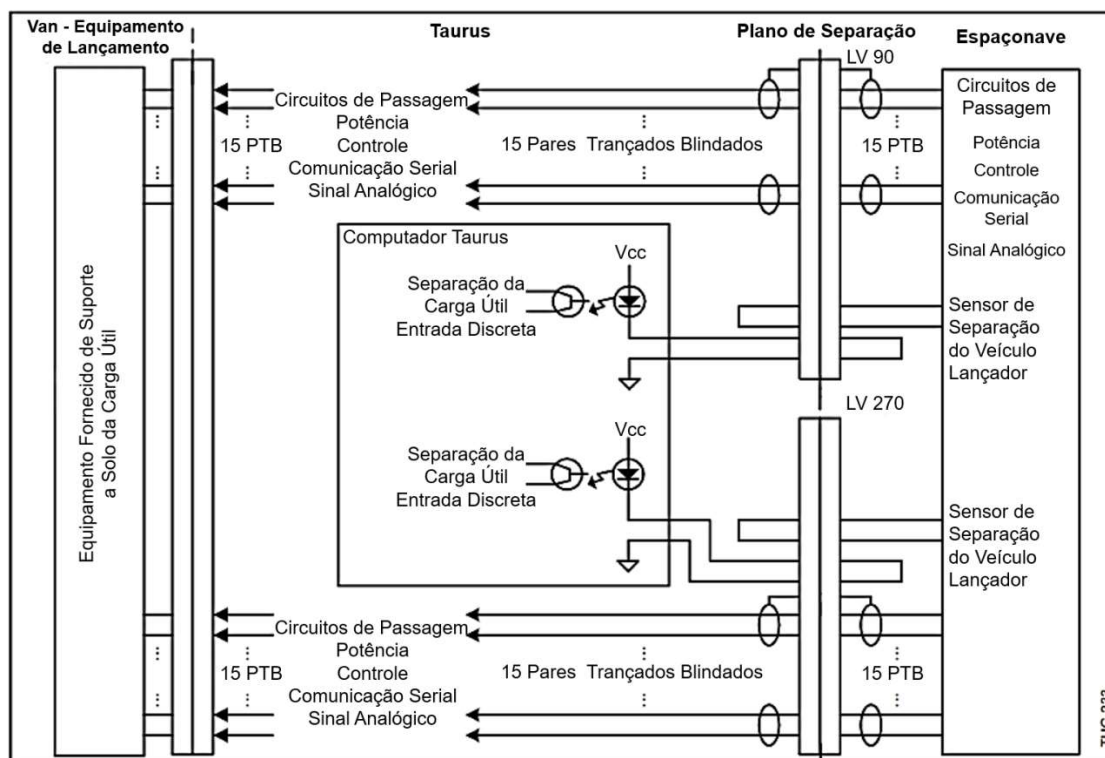
Outra importante observação a fazer refere-se ao fato de que foram estimadas as posições dos pinos (1,2,3...) e seus respectivos destinos, já que não constam em Orbital Sciences Corporation (2006).

**Figura 4.14 Definição do Bloco “Interface Eletrica”**



Fonte: Produção do autor

**Figura 4.15 Diagrama de Blocos da Interface Elétrica do Lançador Taurus®**



Fonte: Adaptado de Orbital Sciences Corporation (2006).

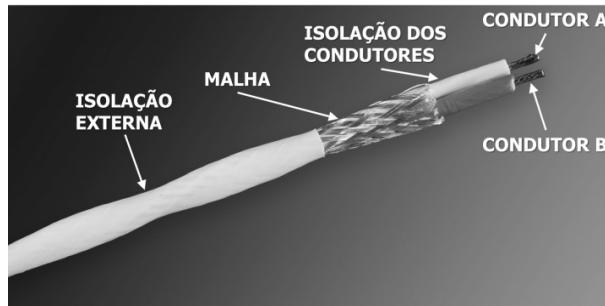
**Tabela 4.1 Requisitos Mínimos dos Fios da Interface Elétrica do Taurus®**

Função	Número de Cabos	Tensão de Pico (VDC)	Corrente Eficaz (A)	Resistência de Solo à Carga Útil (Ohm)	Cobertura da Malha
Potência	8	60	13	1.5	95%
Dados*	52	60	3	10	98%
Sensor de Continuidade	Não aplicável	Não aplicável	Não aplicável		

\* As linhas de dados deverão ser pares trançados blindados (PTB) a menos que a carga útil demande um tipo específico de cabo para a missão.

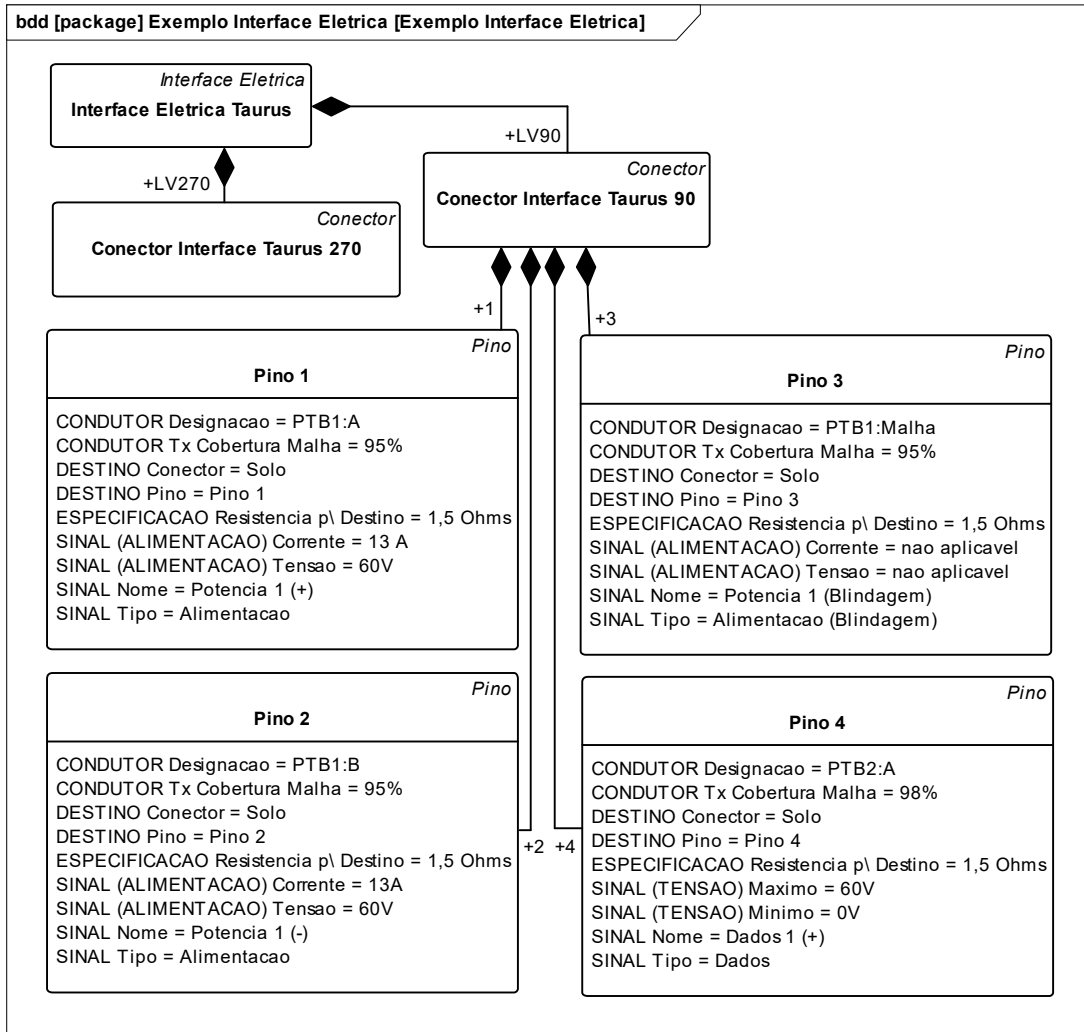
Fonte: Adaptado de Orbital Sciences Corporation (2006).

**Figura 4.16 Par Trançado Blindado**



Fonte: Adaptador a partir de W.L. Gore & Associates (2016)

**Figura 4.17 Exemplo de Aplicação do Modelo da Interface Elétrica à parte da Interface Elétrica do Veículo Lançador Taurus®**



Fonte: Produção do autor com dados de Orbital Sciences Corporation (2006).

### 4.3.2. INTERFACE MECÂNICA

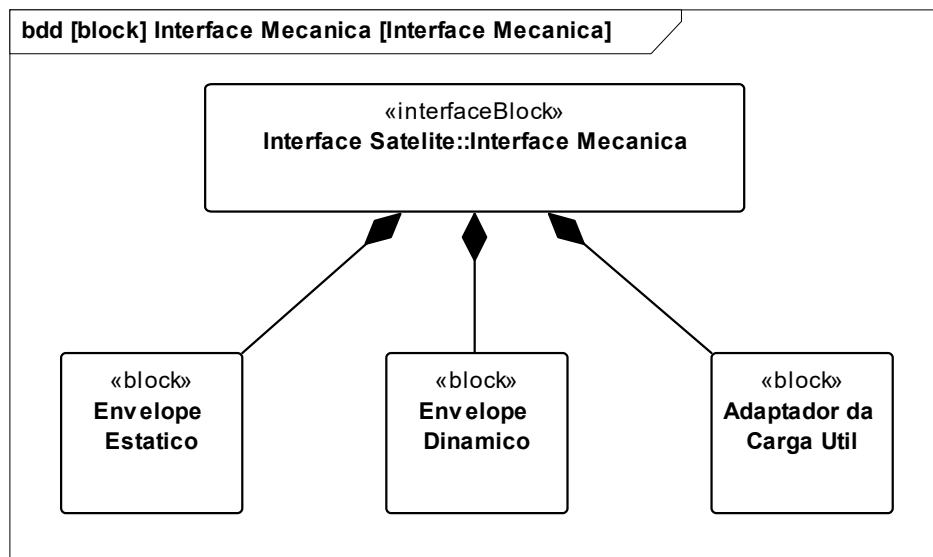
Ter disponível um modelo em SysML da interface mecânica traz algumas vantagens a serem descritas: (1) as vantagens já expostas em se ter disponível um meio de trocas de informações padronizado, (2) a disponibilização de informações que podem servir como restrições em softwares CAD, de modo que estas informações já estejam integradas neste tipo de software e também (3) disponibilização de informações para análises de Engenharia de Sistemas como, por exemplo, análise de propriedades de massa.

O modelo em SysML da interface mecânica foi, neste trabalho, dividida em três partes, a citar: (1) envelope estático, (2) envelope dinâmico e (3) adaptador da carga útil.

O bloco Adaptador da Carga Útil se refere à estrutura na qual o satélite é montado no veículo lançador.

O conceito aqui descrito foi baseado no MRSVL e está apresentado na Figura 4.18 por meio de um diagrama de definição de bloco SysML

**Figura 4.18 Decomposição da Interface Mecânica**



Fonte: Produção do autor

Cada um dos blocos – “Envelope Estático”, “Envelope Dinâmico” e “Adaptador da Carga Útil” – são representações geométricas simplificadas que visam suportar os processos de ES.

Alguns trabalhos apresentam formas de se representar modelos geométricos em SysML, a citar: Barbedienne *et al* (2014), Bajaj *et al* (2016), Plateaux *et al* (2016), Bajaj *et al* (2016).

Estes trabalhos apresentam de que forma as restrições geométricas obtidas a partir de modelos em SysML são correlacionadas às restrições em modelos CAD e utilizadas em estudos de disciplinas específicas.

Sob o ponto de vista das disciplinas específicas, é necessário que as representações dos modelos geométricos da interface mecânica e do satélite sejam feitas da forma mais detalhada possível. Para a disciplina de integração mecânica, por exemplo, o modelo geométrico detalhado pode evitar interferências mecânicas. Sob o ponto de vista de ES, este modelo pode ser menos detalhado, representando apenas características que impactam em definições gerais do sistema.

O modelo de interface mecânica aqui proposto pressupõe que seja utilizado um modelo CAD em conjunto com o modelo em SysML para controle adequado da interface mecânica. Em um ambiente de engenharia no qual se utiliza o software CAD paramétrico, parâmetros gerados no modelo SysML podem ser diretamente relacionados às restrições nos modelos CAD.

No presente trabalho foi realizado um estudo com o objetivo de exemplificar a aplicação do modelo de referência da interface mecânica proposto. Este modelo foi aplicado na interface mecânica do veículo lançador Taurus®.

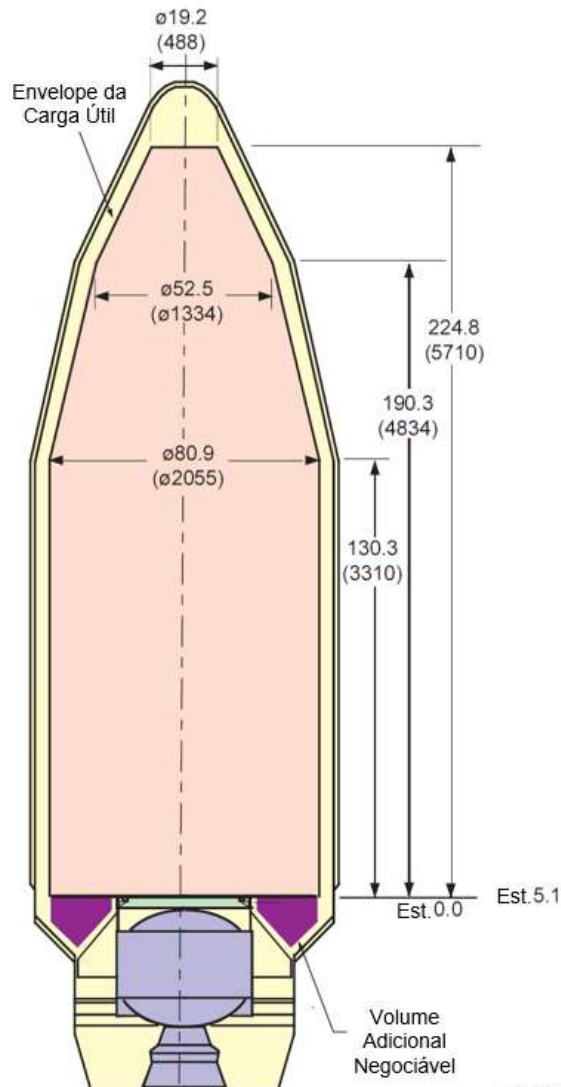
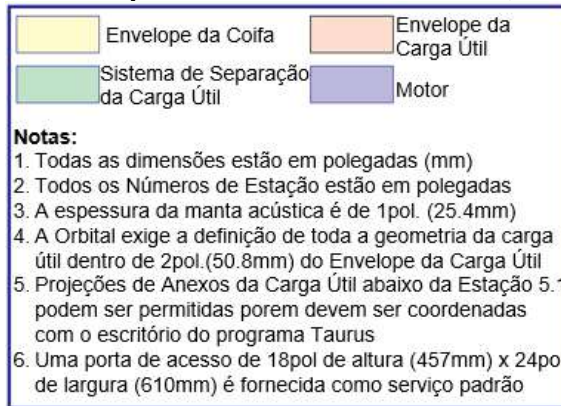
Nas figuras: Figura 4.19 e Figura 4.20, respectivamente, são apresentados o envelope estático da coifa 92” e os detalhes das flanges dos adaptadores de carga útil do veículo lançador Taurus®

O modelo da interface mecânica do veículo lançador Taurus®, com dados obtidos a partir de (ORBITAL SCIENCES CORPORATION, 2006), está

apresentada pela Figura 4.21 por meio de um diagrama de definição de blocos SysML.

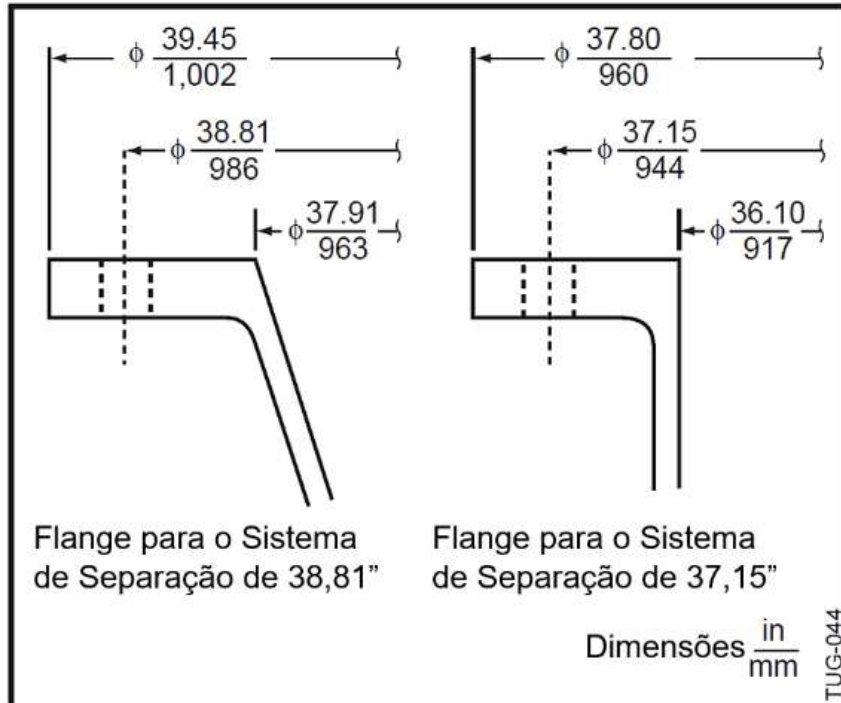
Um modelo CAD do envelope estático, indicado na Figura 4.19, é apresentado na Figura 4.22. Todos os dados contidos neste modelo CAD integram o modelo SysML da citada interface. Conforme apresentado por Barbedienne *et al* (2014), Bajaj *et al* (2016), Plateaux *et al* (2016), Bajaj *et al* (2016), estes parâmetros são interconectáveis, de modo a se obter uma correlação de restrição entre os modelos SysML e CAD.

**Figura 4.19 Envelope Estático do Veículo Lançador Taurus®**



Fonte: Adaptado de Orbital Sciences Corporation (2006)

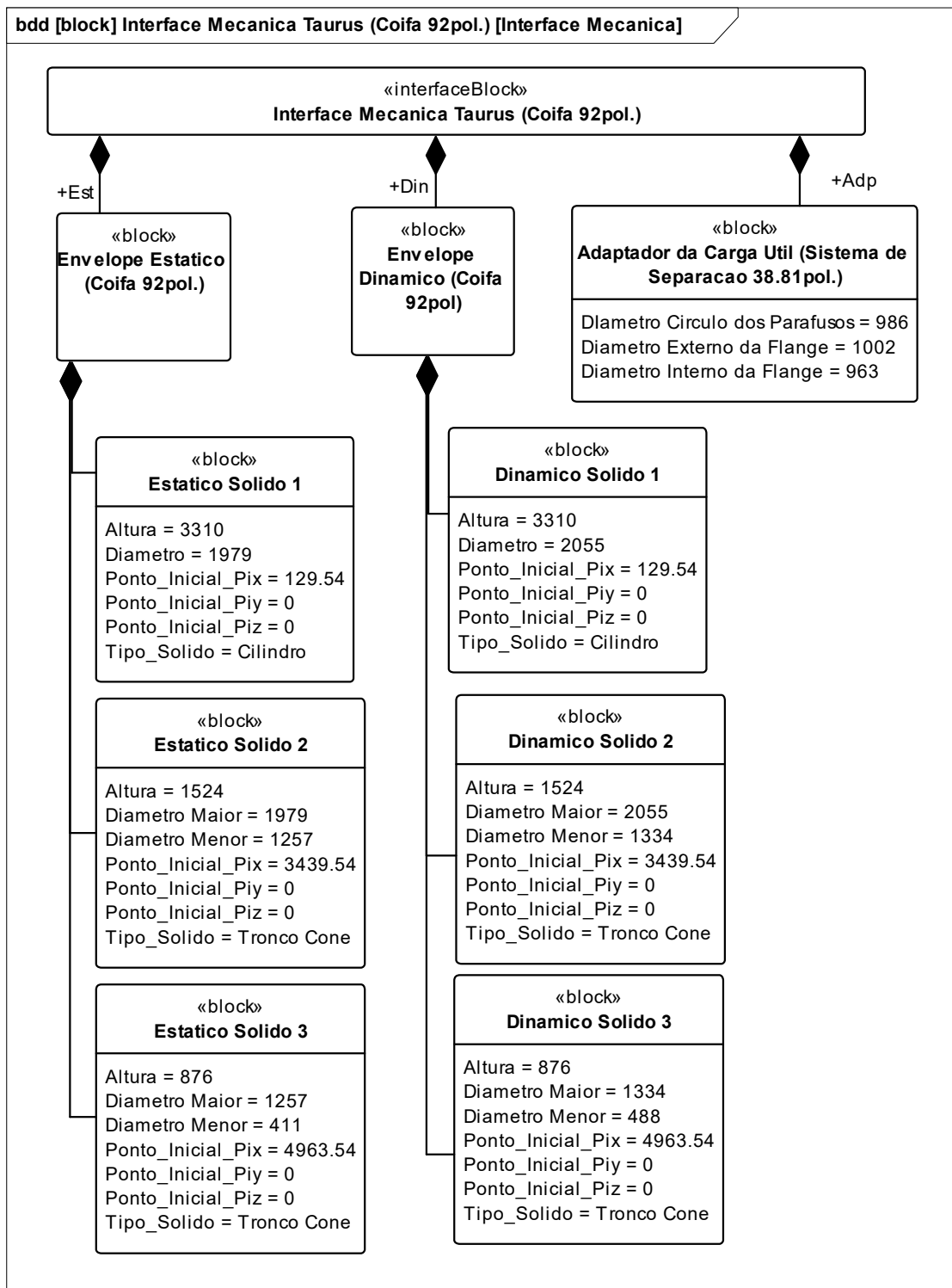
Figura 4.20 Detalhe das Flanges dos Sistemas de Separação do veículo lançador Taurus®



Fonte: Adaptado de Orbital Sciences Corporation (2006)

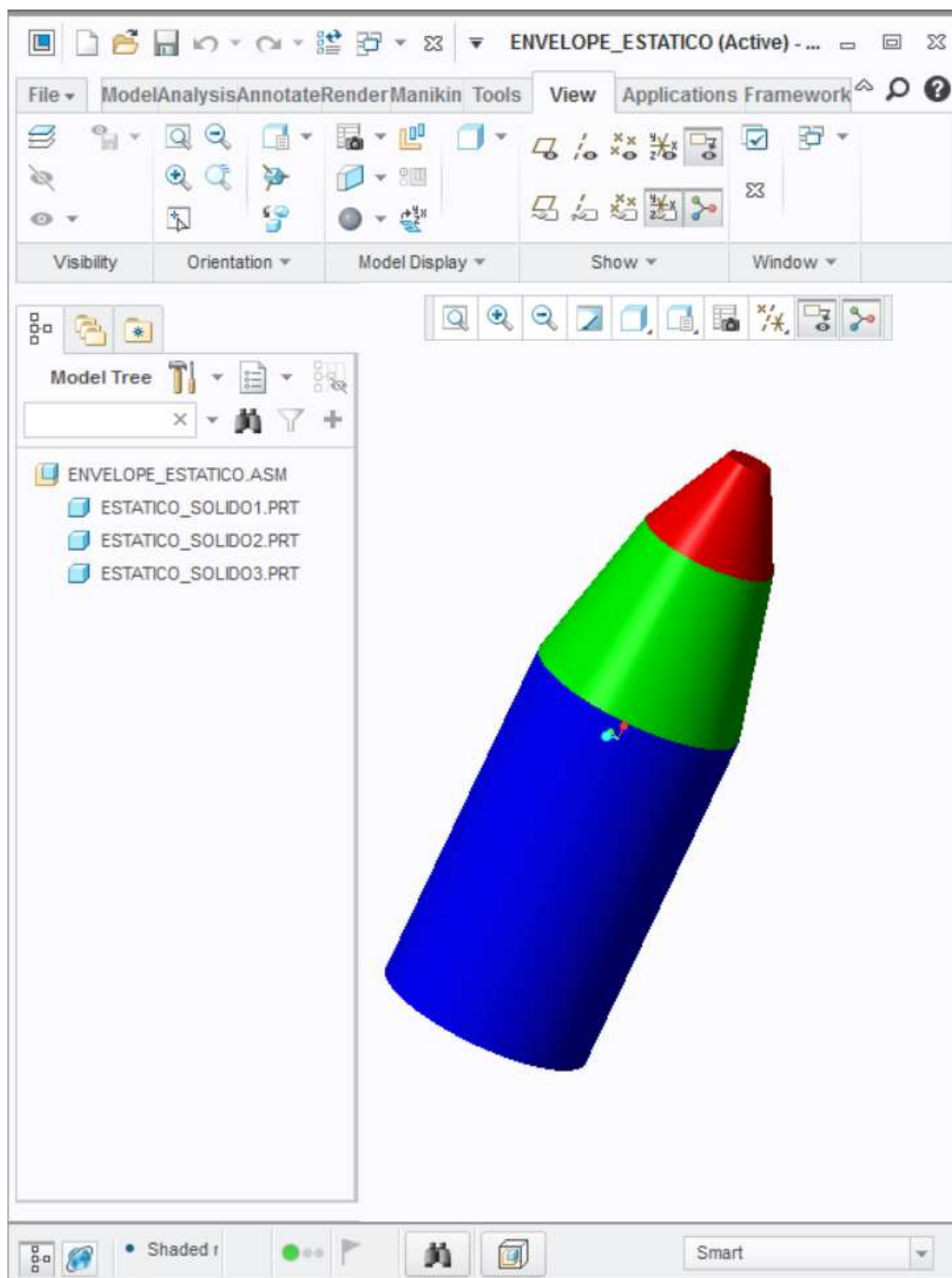


Figura 4.21 Modelo em SysML da interface mecânica do veículo Taurus®



Fonte: Produção do autor com dados de Orbital Sciences Corporation (2006)

**Figura 4.22 Modelo CAD do envelope estático da coifa 92” do veículo Taurus®**



Fonte: Produção do autor

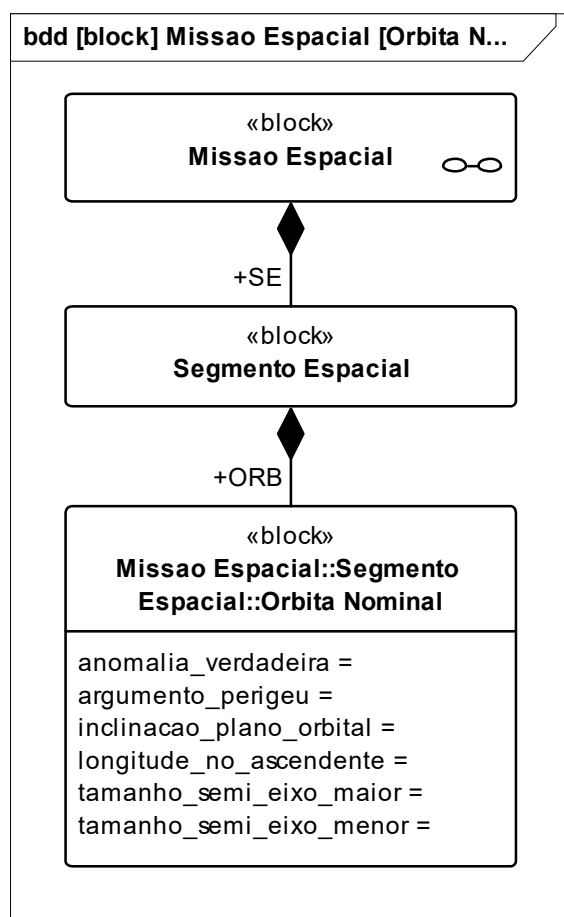
#### **4.4. ELEMENTOS ADICIONAIS MODELADOS**

Outros elementos que não são diretamente relacionados com a interface foram modelados. São eles: (1) a órbita nominal final do Satélite, (2) a composição de

um VL, (3) a composição física, em módulos, de um Satélite, e (4) os subsistemas de um Satélite. Os referidos modelamentos são apresentados pelas seguintes figuras, respectivamente: Figura 4.23, Figura 4.24, Figura 4.25 e Figura 4.26.

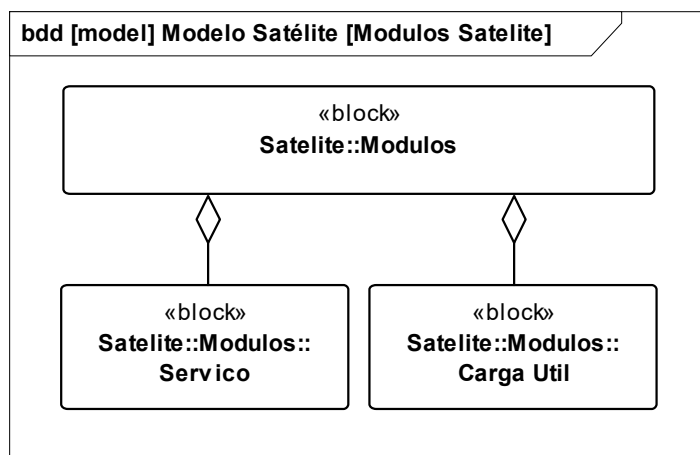
Todos estes elementos foram modelados utilizando-se o elemento bloco da SysML. Apesar destes não estarem diretamente relacionados com a ISVL, o fato de constarem no modelo pode facilitar a comunicação entre as organizações de desenvolvimento do Satélite e do VL.

**Figura 4.23** Órbita nominal do satélite no modelo



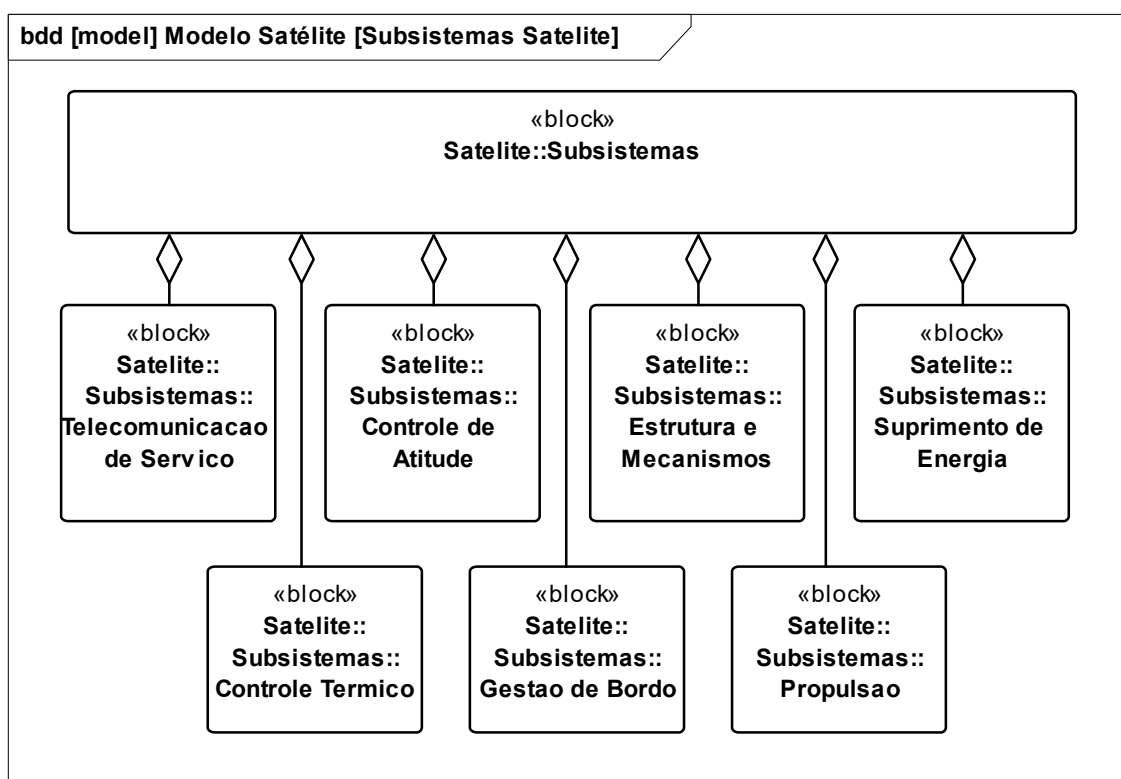
Fonte: Produção do autor

**Figura 4.24 Composição física, em módulos, de um Satélite**



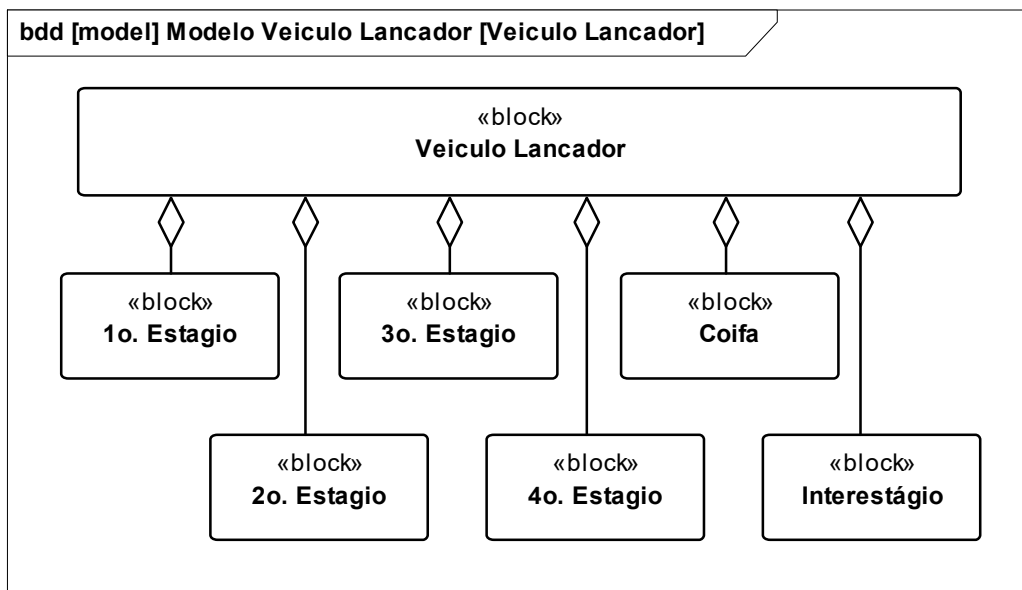
Fonte: Produção do autor

**Figura 4.25 Subsistemas de um Satélite**



Fonte: Produção do autor

**Figura 4.26 Composição de um VL de quatro estágios**



Fonte: Produção do autor



## 5 ESTUDOS DE CASO

Neste capítulo são elaborados dois estudos de caso para apresentar a aplicabilidade do modelo de referência MRISVL.

O primeiro estudo de caso consiste em modelar os dados contidos no documento “Nanosatélite AESP14: análise de ‘*stakeholders*’ e requisitos de missão” (CARRERA et al., 2014). Neste estudo de caso foram avaliados os seguintes modelos: missão, requisitos, “*stakeholders*” e medidas de efetividade. O objetivo deste estudo do caso é verificar se é possível modelar as informações da atividade “análise de ‘*stakeholders*’ e requisitos de missão” tal como proposta por Costa (2015) em SysML.

O segundo estudo de caso consiste em elaborar uma escolha de um VL, para o lançamento de um satélite hipotético, de modo a observar o uso dos atributos da interface modelada no MRISVL em um processo de ES. O objetivo deste estudo é verificar se é possível utilizar o MRISVL em conjunto com o método AHP na escolha de um VL ou opção de projeto de VL.

### 5.1. ANÁLISE DE “STAKEHOLDERS” E REQUISITOS DE MISSÃO DO PROJETO CUBESAT AESP14

O projeto AESP14 foi um projeto de um pico satélite universitário, desenvolvido utilizando-se o padrão CubeSat, da *California Polytechnic State University* (Cal Poly). O projeto AESP14 foi desenvolvido por alunos de graduação e pós-graduação do ITA com apoio de pesquisadores, professores e engenheiros do ITA e do INPE. (COSTA, 2015).

Costa (2015) apresentou os documentos, resultados de atividades de ES, executadas durante o projeto AESP14, em conjunto com o processo de referência de ES utilizado. Como estes documentos representam resultados destas atividades torna-se interessante expressá-los em SysML apresentando, assim, o que um modelo SysML deve conter para atender o processo de ES proposto por Costa (2015).

Para este estudo de caso, todo o documento “Nanosatélite AESP14: análise de *‘stakeholders’* e requisitos de missão” (CARRERA et al., 2014) foi modelado em SysML aplicando os conceitos propostos no MRISVL.

Todas as informações do documento foram possíveis de serem modeladas na linguagem SysML. A maior parte de informações do documento modelado são elementos textuais, tais como: necessidades de missão, declaração de requisitos e necessidades de *“stakeholders”*. Sendo assim, muitas informações continuaram sob a forma de texto no modelo em SysML.

Algumas das vantagens percebidas em se obter este documento modelado em SysML são: a possibilidade de rastreio visual da origem de um requisito até o *“stakeholder”* e o gerenciamento de versões das informações pelo modelo.

A modelagem em SysML apenas para este documento, apresenta poucas vantagens. As vantagens apresentadas acima poderiam ser obtidas com uma ferramenta de gerenciamento de requisitos ou, ainda, de forma mais simples por meio de planilhas eletrônicas sem a complicação da linguagem SysML.

É imprescindível, em um ambiente de MBSE, a presença dos seguintes elementos: requisitos, *“stakeholders”*, necessidades de *“stakeholder”* e medidas de efetividade modelados de uma forma integrada aos modelos do sistema em si. Esta imprescindibilidade se dá pelo fato de que os processos de verificação prévia do sistema utilizam estes elementos.

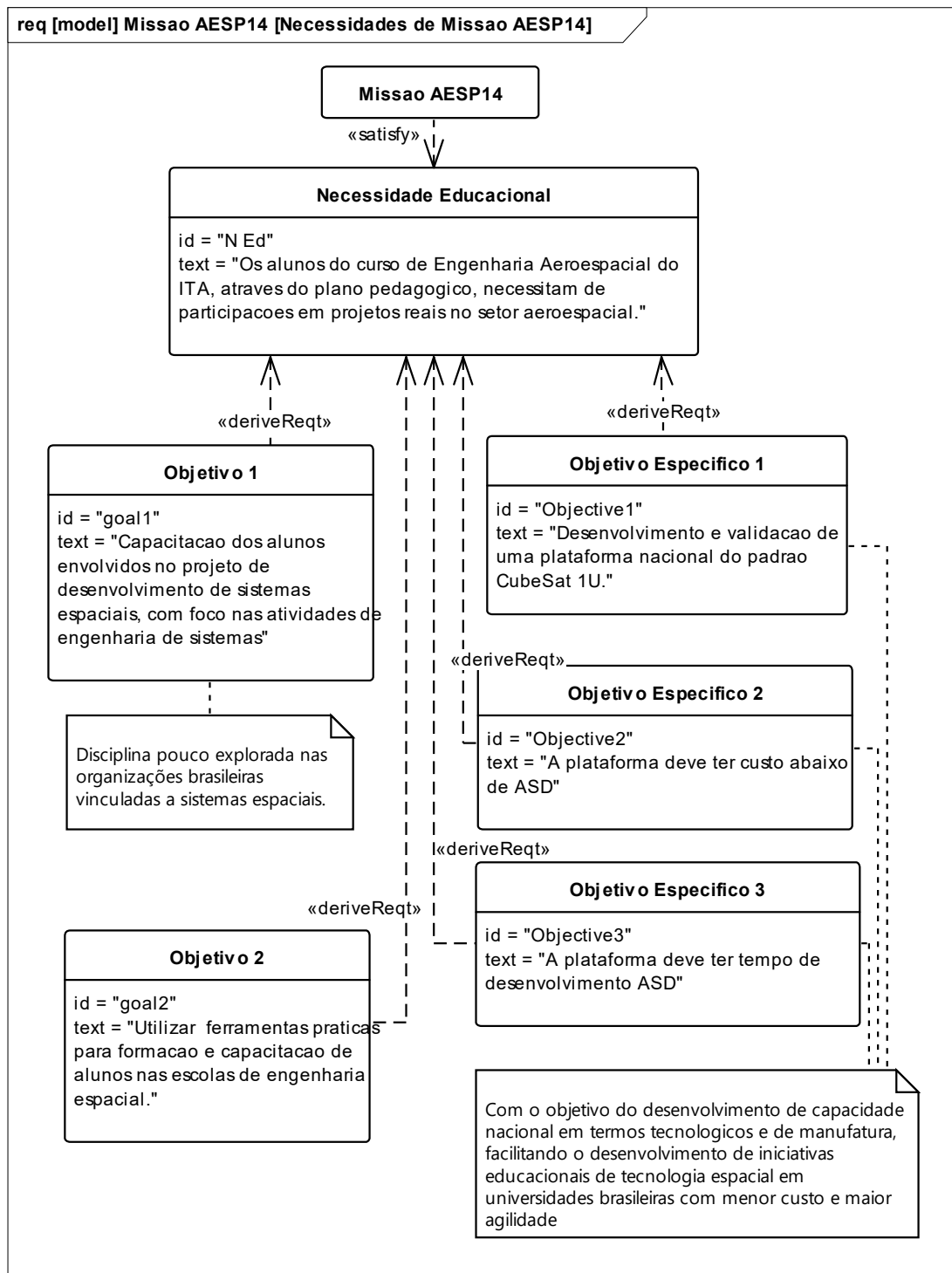
#### **5.1.1. DECLARAÇÃO DE NECESSIDADES DE MISSÃO**

A declaração das necessidades de missão é a parte da atividade de “análise de *‘stakeholders’* e requisitos de missão” que registra quais foram as necessidades que geraram a missão a ser objeto de estudo.

Conforme proposto no MRISVL e como apresenta a Figura 4.1, a declaração da necessidade de missão foi instanciada em um diagrama de requisitos SysML, conforme apresentado na Figura 5.1.



**Figura 5.1 Declaração das Necessidades de Missão – AESP14**



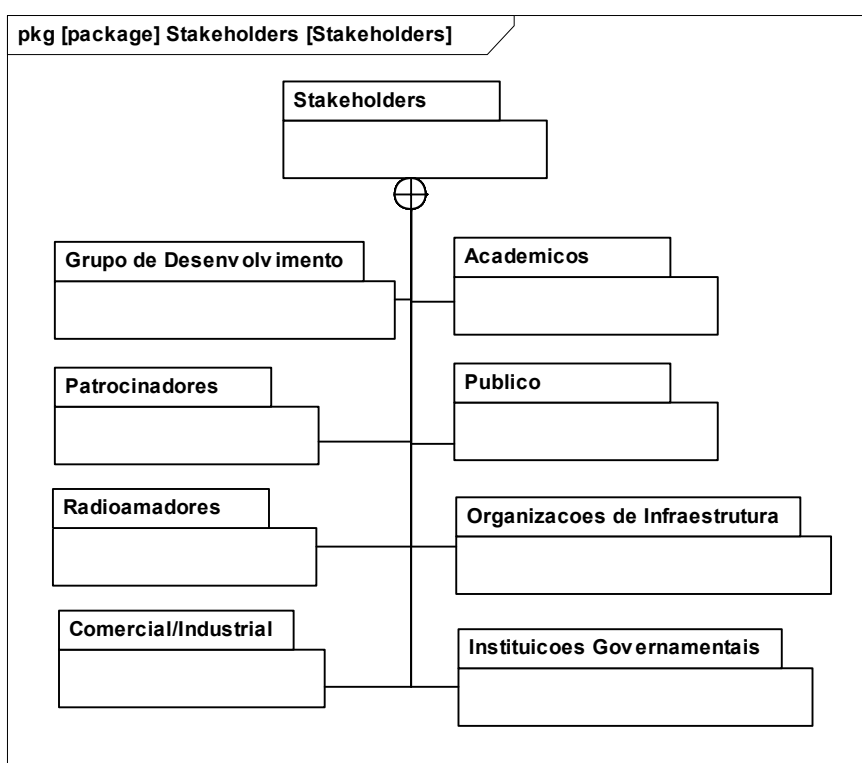
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por (CARRERA et al., 2014).

### 5.1.2. PRINCIPAIS “STAKEHOLDERS” E SUAS EXPECTATIVAS

Esta seção do documento de “análise de ‘stakeholders’ e requisitos de missão” declara os “stakeholders” encontrados para a missão espacial, suas expectativas e seu tipo de interação com o sistema (ativo/passivo).

Na “análise de ‘stakeholders’ e requisitos de missão” da missão AESP14 os “stakeholders” foram divididos em oito categorias e agrupados em pacotes SysML. Cada pacote representou uma categoria. A Figura 5.2 apresenta o diagrama de pacote SysML com as categorias de “stakeholders”

**Figura 5.2 Categorias de “Stakeholders”**

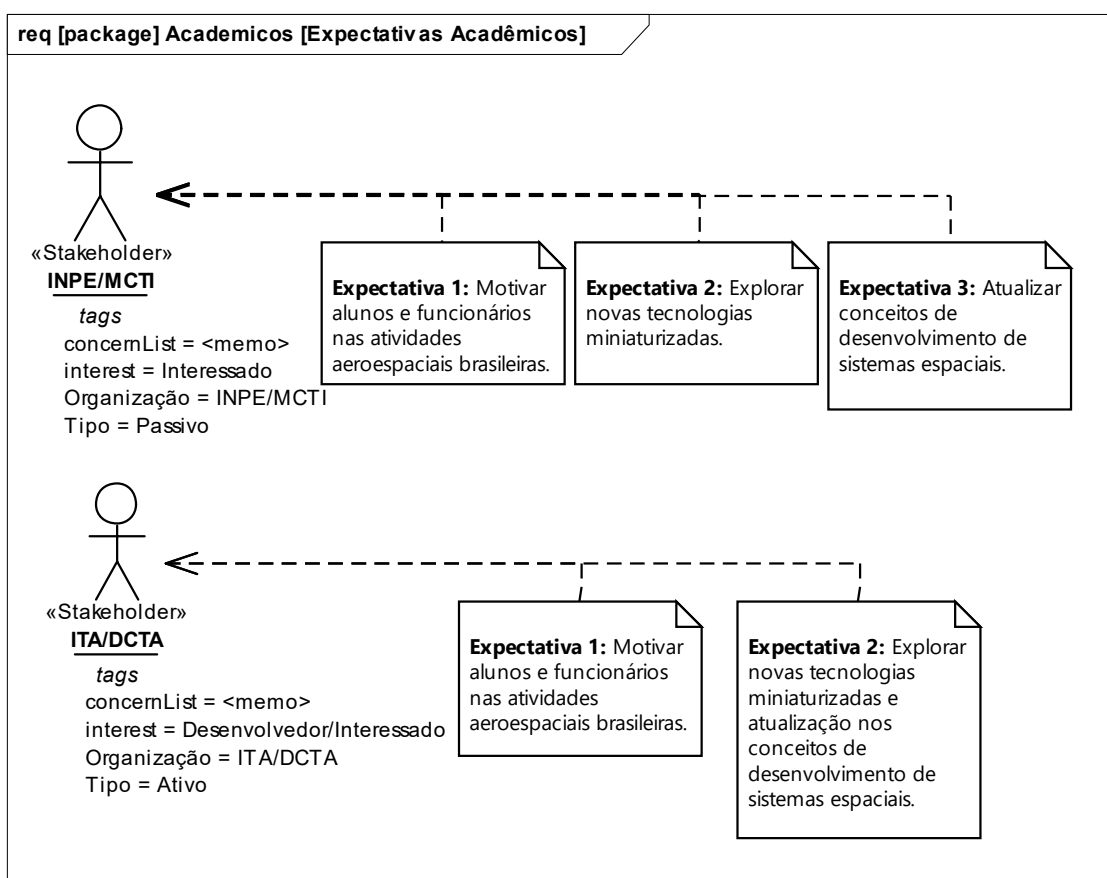


Fonte: Produção do autor com dados apresentados por (CARRERA et al., 2014).

É importante observar que os “stakeholders” do documento de “análise de ‘stakeholders’ e requisitos de missão” do projeto AESP14 não estão correlacionados diretamente com o conjunto do MRISVL apresentado na Figura 4.8.

Os elementos “*stakeholders*” presentes neste estudo de caso apresentam características ligeiramente diferentes daquelas do MRISVL. Neste estudo de caso o “*stakeholder*” tem as características “Organização” e “*interest*” (interesse), acrescidas do MRISVL. Por outro lado, no documento apresentado não foram atribuídos “código de identificação” nem “importância” para os “*stakeholders*”. A Figura 5.3 mostra os “*stakeholders*” da categoria acadêmicos, com as características expostas no documento.

**Figura 5.3 “*stakeholders*” acadêmicos e suas expectativas**



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por (CARRERA et al., 2014).

Foram acrescentadas notas no diagrama para explicitar as expectativas de “*stakeholder*”. Estas notas foram acrescentadas pois, as expectativas estão modeladas nas etiquetas “*concern list*”, dos elementos “*stakeholder*”, por meio de um elemento <memo>. Sendo assim, não aparecem no diagrama.

Este estudo de caso consistiu em modelar o documento em SysML de modo a não alterar seus dados.

Os diagramas com as expectativas dos “*stakeholders*” das demais categorias estão apresentados no APÊNDICE C.

### **5.1.3. REQUISITOS DE “STAKEHOLDER”**

Esta seção apresenta como foram modelados os requisitos de “*stakeholder*”. Durante o processo de ES, as expectativas dos “*stakeholders*” derivam necessidades de “*stakeholders*” que podem, após análise, gerar requisitos de “*stakeholders*”. Os requisitos de “*stakeholders*” derivam os outros requisitos de projeto e do sistema.

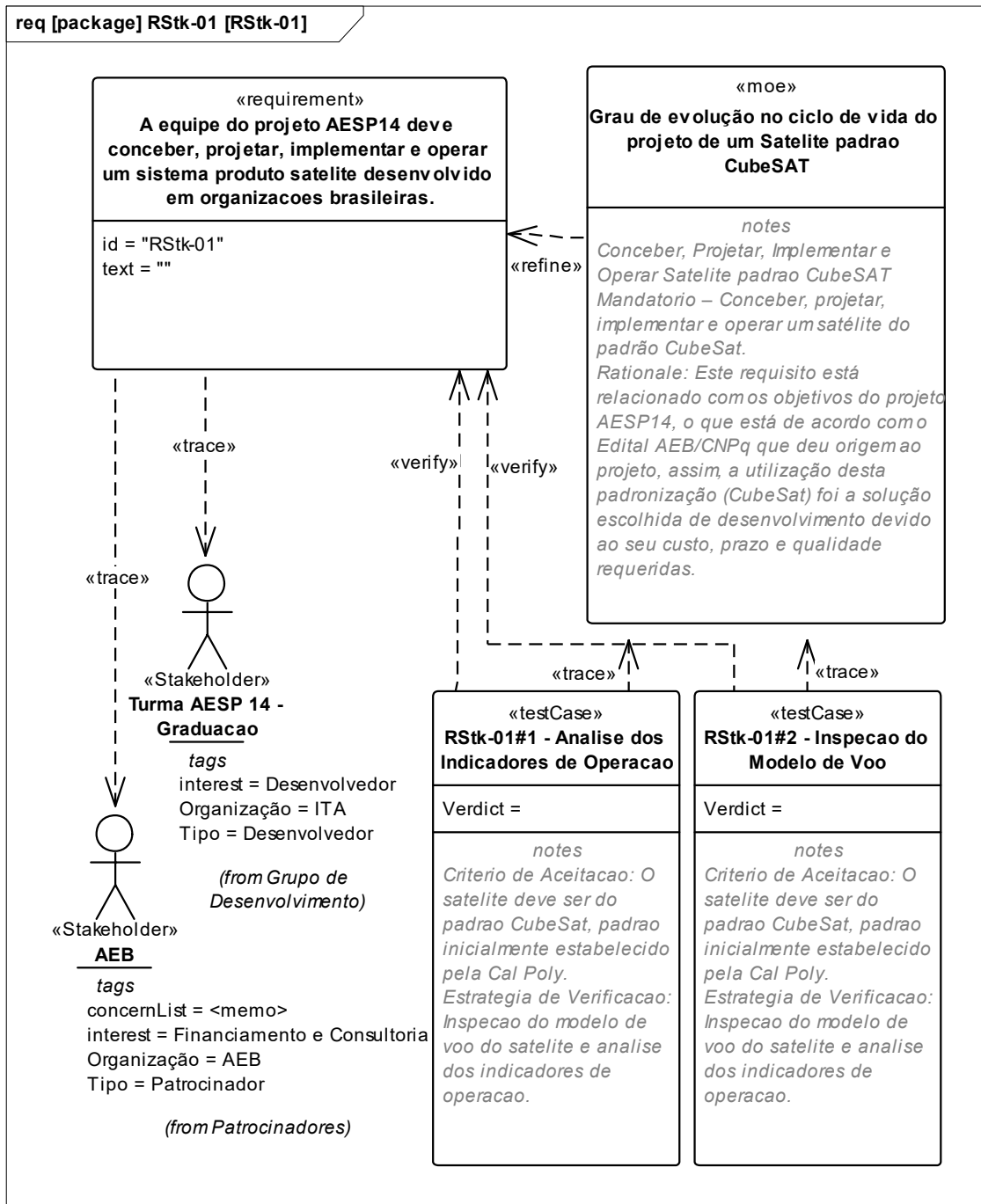
Este fluxo de informação está contido no modelo. Sendo assim, é possível verificar as interdependências entre os requisitos e os “*stakeholders*”, as medidas de efetividade, os casos de teste e os outros requisitos.

Foi aplicado o conceito exposto na seção 2.7 desta dissertação na modelagem dos requisitos de “*stakeholder*”, a Figura 5.4 mostra o resultado para o requisito “RStk-01”.

Na Figura 5.4 é possível observar que existem relações de dependência do tipo “*trace*” entre os “*test Case*”, casos de teste (cliente) e a “*MOE*”, medida de efetividade (fornecedor). Esta modelagem foi realizada pois um caso de teste mede uma medida de efetividade e, com este tipo de relação, torna-se possível o rastreamento da origem da informação da medida a ser efetuada.

O documento “Nanosatélite AESP14: análise de “*stakeholders*” e requisitos de missão” Carrera *et al.* (2014) descreve que a medida de efetividade atribuída para o requisito “RStk-01” é a medida de quanto foi atingido o objetivo de “conceber, projetar, implementar e operar satélite padrão CubeSat”.

Figura 5.4 Requisito de “stakeholder” RStk-01 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera *et al.* (2014)

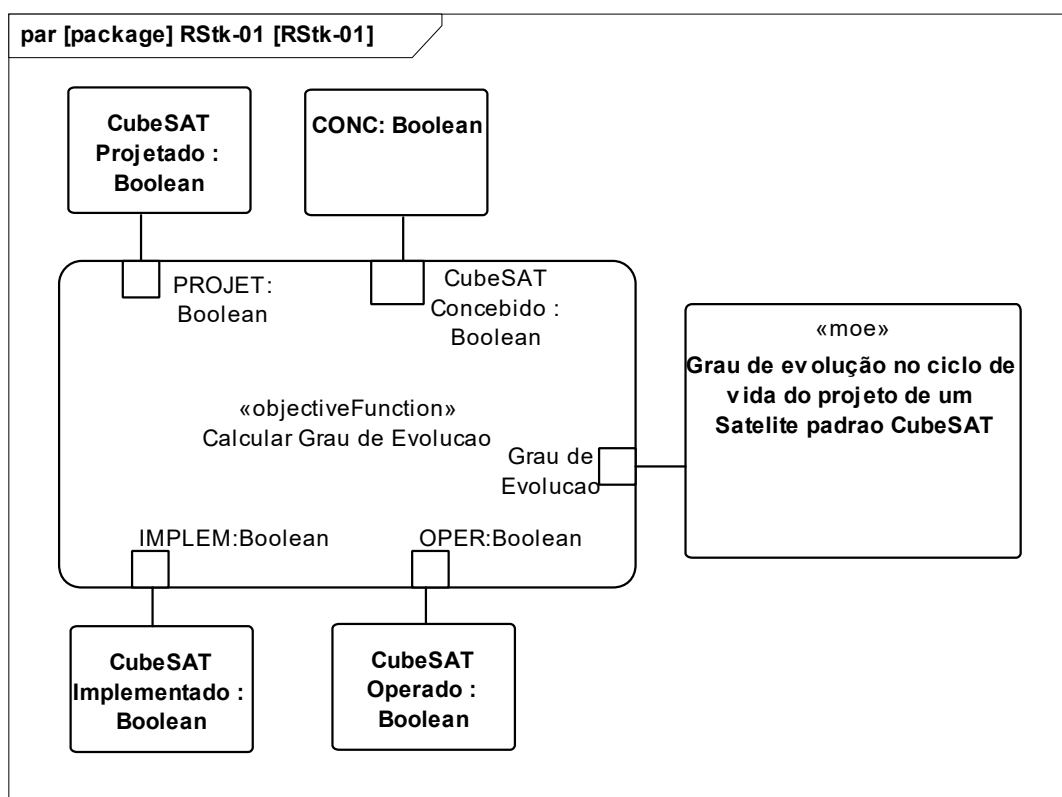
Para o cálculo desta medida de efetividade foi criado um diagrama paramétrico, o qual está representado na Figura 5.5. Esta medida de efetividade foi modelada como sendo o resultado de uma função discreta com três possíveis

saídas: atendido, não atendido e parcialmente atendido. Considera-se que, para que o resultado da função discreta seja “atendido”, todos os objetivos “conceber, projetar, implementar e operar satélite padrão CubeSat” devem ser atendidos. Conclui-se, então, que para o requisito RStk-01 ser atendido, o resultado desta medida de efetividade deve ser “atendido”.

Esta técnica de se modelar medidas de efetividade em diagramas paramétricos pode ser útil para se calcular outras medidas de efetividade que não sejam discretas, e estas medidas de efetividade podem ser calculadas em função de parâmetros do sistema.

Conclui-se, ainda, que, se uma medida de efetividade estiver conectada com outros parâmetros do sistema por meio de um diagrama paramétrico, é possível avaliar como mudanças de parâmetros do sistema alteram o cumprimento dos requisitos e ainda como alteram as medidas de efetividade.

**Figura 5.5 Diagrama paramétrico da medida de efetividade do requisito RStk-01**



Fonte: Produção do autor

Os diagramas dos demais requisitos de “*stakeholder*”, apresentados por Carrera *et al.* (2014) estão no APÊNDICE C.

#### **5.1.4. DEFINIÇÃO DE MISSÃO**

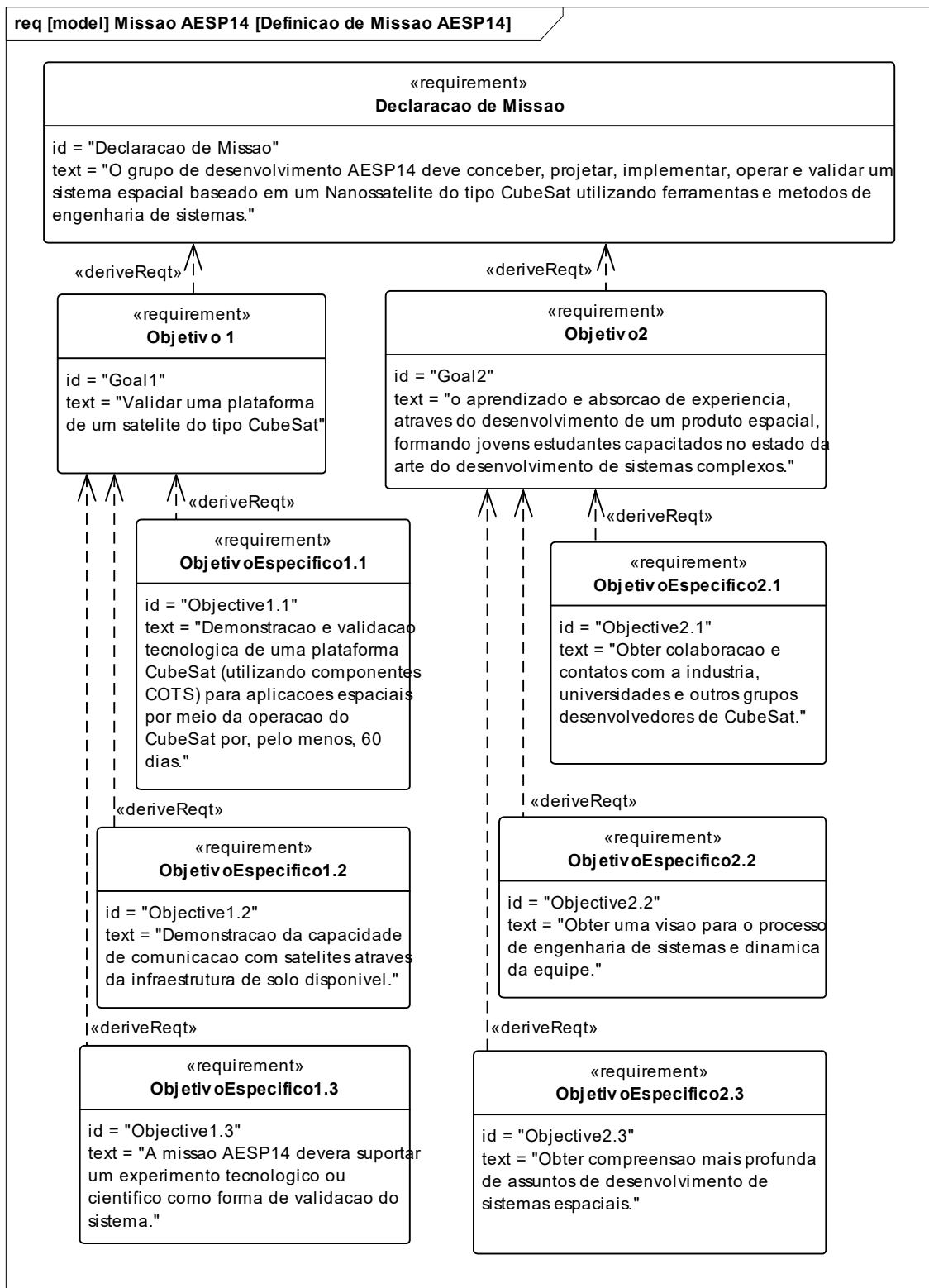
A parte do documento “Nanosatélite AESP14: análise de ‘*stakeholders*’ e requisitos de missão” (CARRERA *et al.*, 2014), que descreve a definição de missão, contém somente itens textuais.

O único uso percebido de uma declaração de missão modelada em SysML foi a utilização de uma única ferramenta de gerenciamento de requisitos em todos os níveis de sistema e missão.

Os elementos do documento “Nanosatélite AESP14: análise de ‘*stakeholders*’ e requisitos de missão” (CARRERA *et al.*, 2014): missão tecnológica, missão educacional, missão secundária e declaração de missão. Foram modelados por meio de uma declaração de missão e objetivos desdobrados conforme apresentado na Figura 5.6. Todos esses elementos foram dispostos em um diagrama de requisitos SysML.

Como este estudo de caso foi constituído de apenas uma modelagem de um documento em SysML, estes dados não foram utilizados em outras atividades, razão pela qual não foi possível avaliar a completude do impacto que se tem em modelar estes elementos em SysML.

**Figura 5.6 Definição de Missão – AESP14**



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera *et al.* (2014)



### 5.1.5. REQUISITOS DE MISSÃO E PROJETO

A parte do documento “Nanosatélite AESP14: análise de *'stakeholders'* e requisitos de missão” (CARRERA et al., 2014), que descreve os requisitos de missão e projeto contém somente itens textuais.

Não foram constatadas diferenças entre esta modelagem de requisitos com as outras modelagens de requisitos já efetuadas neste trabalho, ou, ainda, com os padrões da linguagem SysML.

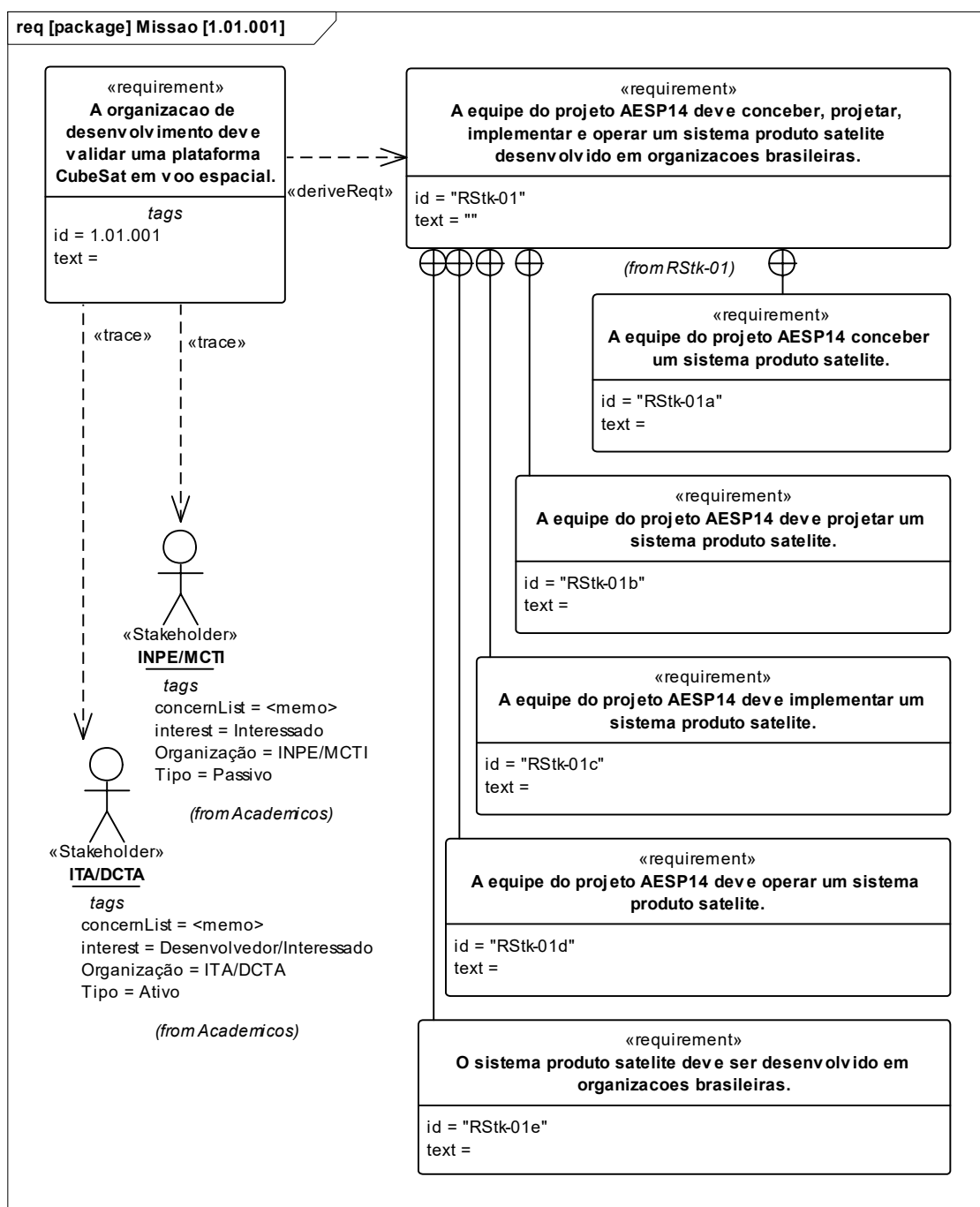
As Figura 5.7 e Figura 5.8 mostram um requisito de missão (1.01.001) e um requisito de projeto (1.05.004), respectivamente, modelados em SysML.

O requisito RStk-01 e o requisito RStk-02, tal como foram apresentados em “Nanosatélite AESP14: análise de *'stakeholders'* e requisitos de missão” (CARRERA et al., 2014), violam as características de bons requisitos apresentadas na seção 2.5.3.1, pois ambos os requisitos são agrupados. Sendo assim o requisito RStk-01 foi decomposto em RStk-01a, RStk-01b, RStk-01c, RStk-01d e RStk-01e, e o requisito RStk-02 foi decomposto em RStk-02a e RStk-02b por meio da relação “*containment*”.

É possível notar, na Figura 5.8, que aparecem as relações “*trace*” entre o requisito RStk-02 e os “*stakeholders*”. Estas relações já foram modeladas durante a modelagem do requisito RStk-02 e são inseridas no diagrama automaticamente, não sendo necessária a interferência humana. Tal fato serve de exemplo para mostrar como esta abordagem de MBSE pode ajudar a manter a coerência na documentação de requisitos de um projeto.

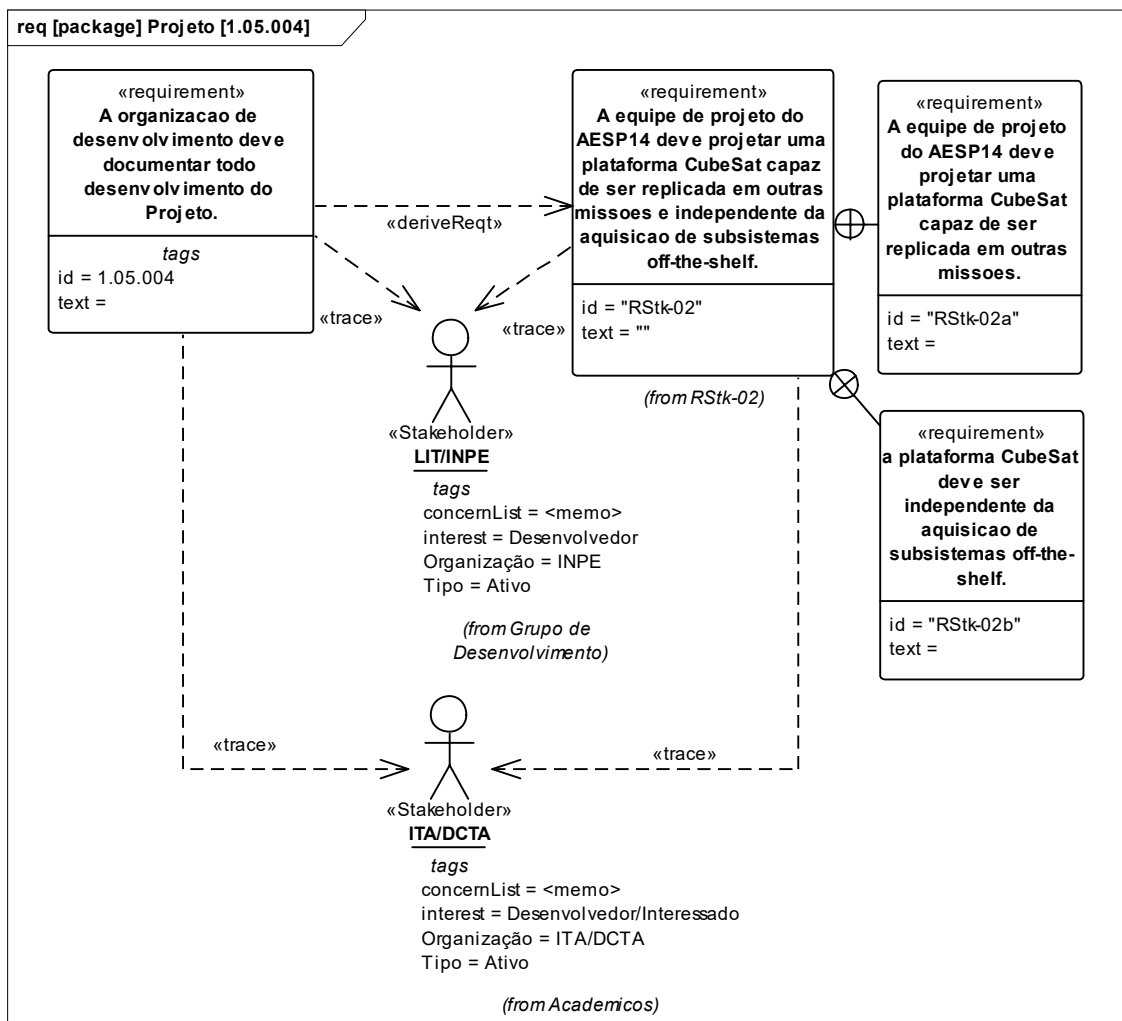
Os diagramas, dos demais requisitos de missão e projeto apresentados por Carrera *et al.* (2014), encontram-se no APÊNDICE C.

Figura 5.7 Requisito de Missão 1.01.001 – AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera *et al.* (2014)

Figura 5.8 Requisito de Projeto 1.05.004 – AESP14



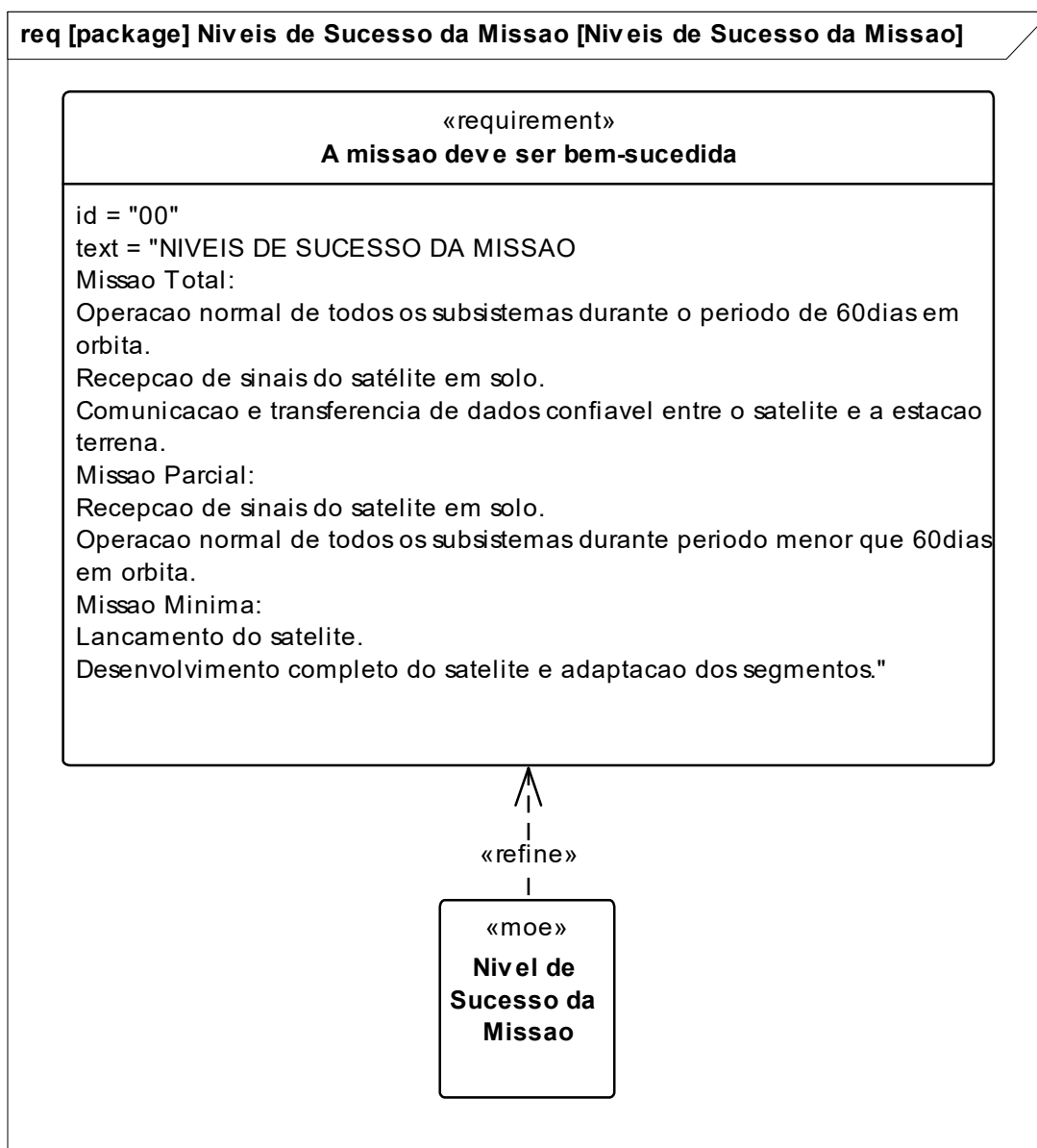
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera *et al.* (2014)

### 5.1.6. NÍVEIS DE SUCESSO DA MISSÃO

Por fim, a “análise de ‘stakeholders’ e requisitos de missão” do projeto AESP14 delimita os níveis de sucesso de missão.

Este autor optou por modelar os níveis de sucesso de missão da seguinte forma: (1°) criou-se um requisito “a missão deve ser bem-sucedida”; então (2°) atribuiu-se uma medida de efetividade “nível de sucesso da missão” a este requisito, e, por fim, (3°) criou-se uma função “calcula nível de sucesso”, que tem como entrada os critérios apresentados e como saída a medida de efetividade “nível de sucesso da missão”.

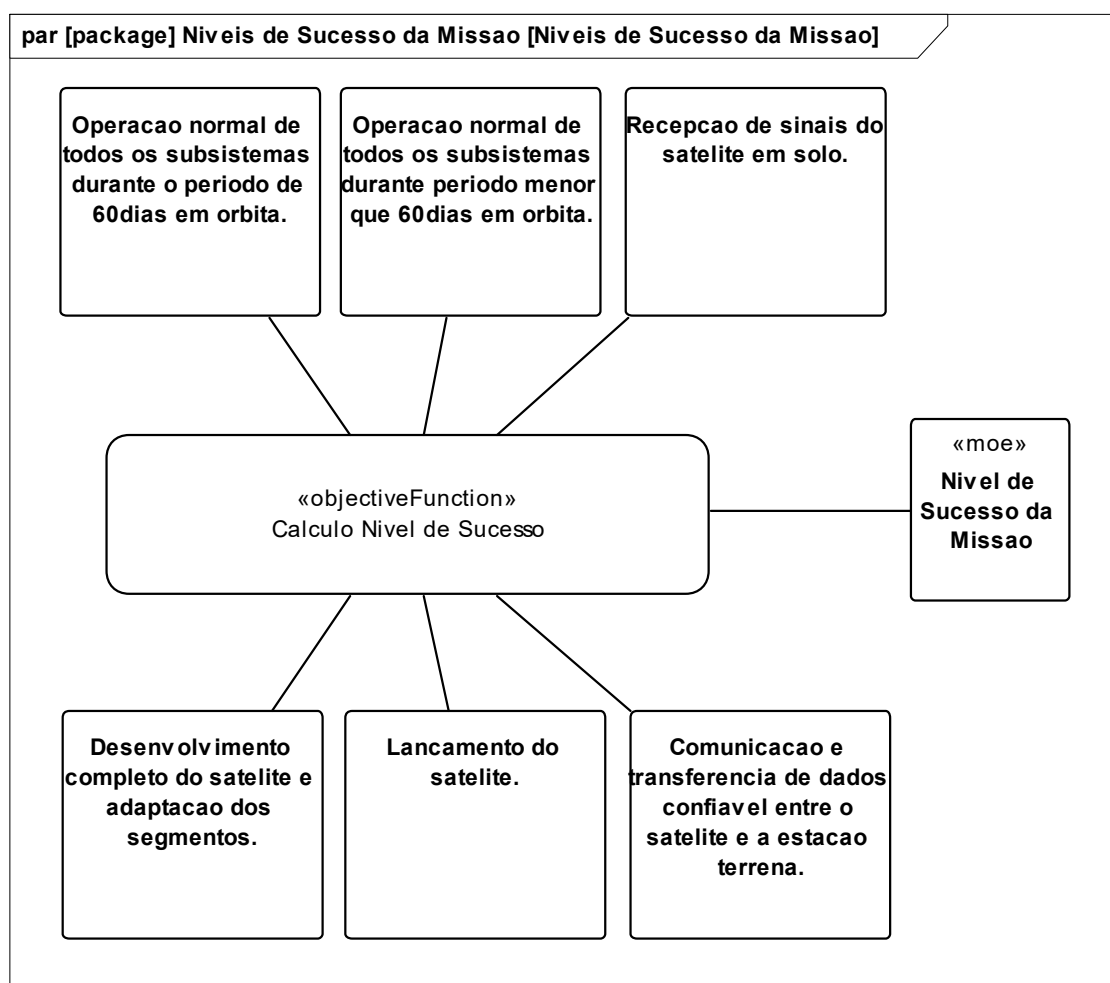
Figura 5.9 Níveis de Sucesso da Missão – AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera *et al.* (2014)

A Figura 5.9 mostra o diagrama de requisito SysML com a definição do requisito “a missão deve ser bem-sucedida”, bem como a atribuição da medida de efetividade “nível de sucesso da missão”. A Figura 5.10 mostra o diagrama paramétrico SysML que define a função “cálculo nível de sucesso”.

**Figura 5.10 Calculo do Nível de Sucesso da Missão**



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera *et al.* (2014)

### 5.1.7. RESULTADOS DO ESTUDO DE CASO

Este estudo de caso mostrou que todas as informações da atividade de “análise de *stakeholders*” e requisitos de missão”, tal como proposta por Costa (2015), podem ser modeladas em SysML.

É importante notar que as informações obtidas, como resultado desta atividade, são apresentadas por meio de elementos textuais, os quais são mantidos no modelo SysML. Dessa forma, o tempo necessário para confecção do modelo SysML é maior do que o da elaboração de um documento, pois, além dos

elementos textuais, é necessário modelar as relações entre os elementos SysML contendo estes elementos textuais.

Neste modelo SysML é possível obter as seguintes vantagens: (1) Obtenção de dados de uma forma que o computador possa entender; (2) Obtenção de uma ferramenta de gerenciamento de requisitos; (3) Os dados são suposta e constantemente atualizados; (4) Estes dados ficam disponibilizados para todas as equipes e, por fim, (5) A apresentação destes dados em forma de modelo proporciona uma visualização mais intuitiva do que em forma de texto.

Uma vez que os dados estejam organizados por meio de relações padronizadas pela linguagem SysML, é menos oneroso desenvolver ferramentas de análise destes dados. A Figura 5.11 e a Tabela 5.1 mostram, por exemplo, uma análise de quantidade de requisitos gerados por “*stakeholder*”.

Esta análise foi feita a partir da matriz de relacionamento da Figura 5.11, a qual apresenta os relacionamentos entre os requisitos de “*stakeholder*” e os “*stakeholders*”. Esta matriz, bem como outras matrizes que correlacionam os “*stakeholders*” com requisitos, foram importadas em software de planilha eletrônica. O resultado do processamento dos dados, executado em software de planilha eletrônica, está apresentado na Tabela 5.1.

**Figura 5.11 Matriz de Relacionamento entre “stakeholders” e Requisitos de “stakeholder”**

Source	Target						
	RStk-01::RStk-01	RStk-02::RStk-02	RStk-03::RStk-03	RStk-04::RStk-04	RStk-05::RStk-05	RStk-06::RStk-06	RStk-07::RStk-07
Academicos::INPE/MCTI							
Academicos::ITA/DCTA		↑		↑			
Comercial/Industrial::Grupo Comercial/Industrial							
Grupo de Desenvolvimento::Geilson							
Grupo de Desenvolvimento::Grupo de Desenvolvimento							
Grupo de Desenvolvimento::LIT/INPE		↑	↑			↑	
Grupo de Desenvolvimento::Turma AESP 14 - Graduacao	↑	↑	↑	↑		↑	
Instituicoes Governamentais::ANATEL							
Instituicoes Governamentais::IARU							
Instituicoes Governamentais::ITU							
Organizacoes de Infraestrutura::CIRCUITO_IMPRESSO/INPE							
Organizacoes de Infraestrutura::LIT/INPE							
Organizacoes de Infraestrutura::SEMA/INPE							
Patrocinadores::AEB	↑				↑		↑
Patrocinadores::CNPq, CAPES e FINEP							↑
Publico::Publico							
Radioamadores::Radioamadores							
Stakeholders::Stakeholder							

Fonte: Produção do autor

**Tabela 5.1 Requisitos originados por “Stakeholder**

<b>Categoria de “stakeholder” e Nome</b>	<b>Quantidade de Requisitos Originados</b>
Grupo de Desenvolvimento::LIT/INPE	10
Academicos::ITA/DCTA	9
Patrocinadores::AEB	7
Grupo de Desenvolvimento::Turma AESP 14 - Graduacao	5
Academicos::INPE/MCTI	3
Patrocinadores::CNPq, CAPES e FINEP	2
Instituicoes Governamentais::ANATEL	1
Instituicoes Governamentais::IARU	1
Instituicoes Governamentais::ITU	1
Comercial/Industrial::Grupo Comercial/Industrial	0
Grupo de Desenvolvimento::Geilson	0
Grupo de Desenvolvimento::Grupo de Desenvolvimento	0
Organizacoes de Infraestrutura::CIRCUITO_IMPRESSO/INPE	0



Categoria de “stakeholder” e Nome	Quantidade de Requisitos Originados
Organizacoes de Infraestrutura::LIT/INPE	0
Organizacoes de Infraestrutura::SEMA/INPE	0
Publico::Publico	0
Radioamadores::Radioamadores	0
Stakeholders::Stakeholder	0

Fonte: Produção do autor

Uma vez que estejam padronizados na linguagem SysML, os dados de requisitos, “*stakeholders*” e medidas de efetividade podem ser gerenciados por uma ferramenta de gerenciamento de requisitos.

Por fim, por se tratar de um modelo para ser, supostamente, de compartilhamento mútuo, qualquer alteração nos dados já é instantaneamente propagada aos elementos, permitindo que se faça uma análise dos impactos desta alteração de uma forma mais rápida e, a depender do caso, de forma automatizada.

## 5.2. DEFINIÇÃO DE UM VEÍCULO LANÇADOR / OPÇÃO DE PROJETO

Na elaboração deste trabalho buscou-se exemplificar a utilização do MRISVL em uma determinada tomada de decisão, envolvendo os dados contidos neste modelo. Para tal, foi elaborado um estudo de caso de uma hipotética escolha de um VL para o lançamento de um satélite, também hipotético. Este estudo está exposto neste item do presente trabalho.

O método AHP foi implementado em conjunto com o MRISVL neste estudo de caso. Salienta-se que este trabalho não tem como intenção propor o uso do

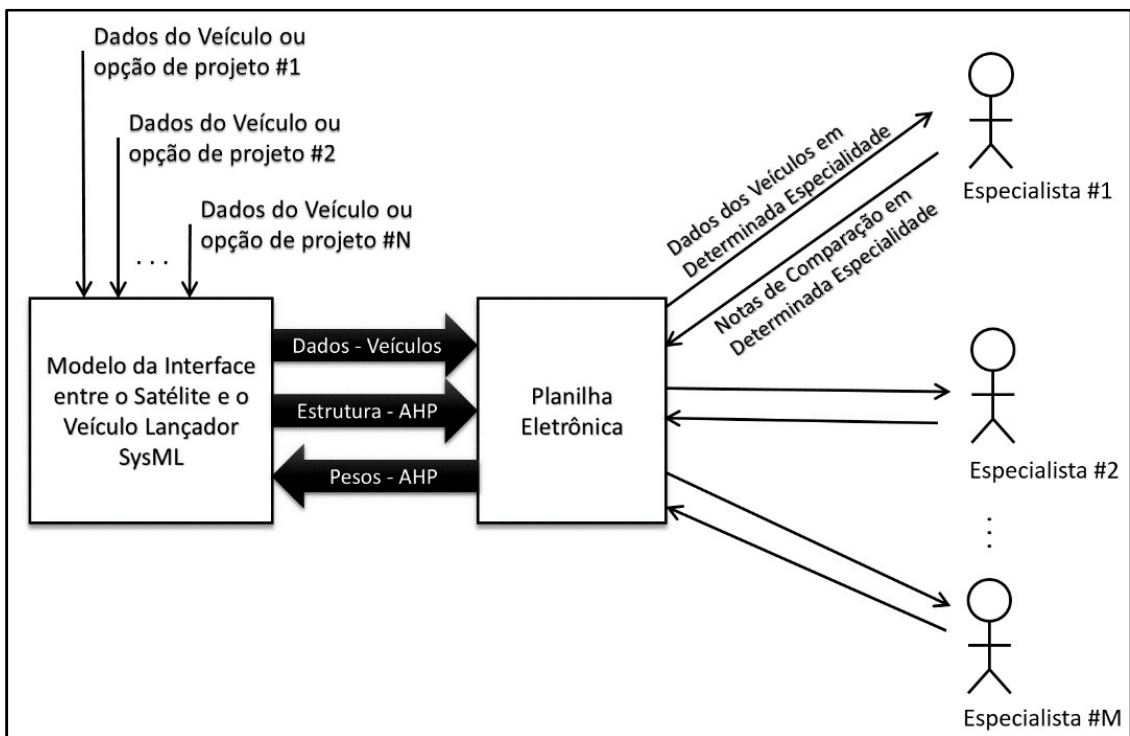
método AHP para a escolha citada. Para este estudo de caso qualquer análise comparativa poderia ser utilizada, seja por meio de um modelo executável do veículo em conjunto com uma simulação, seja por outro tipo de análise a se propor. No entanto, este autor considera que é possível que se utilize este método (ou outro semelhante) aplicado a diversas escolhas dentro do desenvolvimento de uma missão espacial, tais como: na escolha de um determinado sistema, subsistema ou na escolha de uma determinada arquitetura para a missão espacial.

Destaca-se que este estudo de caso poderia ter sido feito para comparar diferentes opções de projeto para VL, ao invés de comparar diferentes VL já existentes, em um ambiente no qual o satélite e o VL estão sendo desenvolvidos simultaneamente.

Por fim, foi idealizado por este autor um ambiente no qual a estrutura de decisão AHP e os dados de diferentes veículos ou opções de projeto, contidos no modelo de interface, são trocados com uma planilha eletrônica. Este ambiente hipotético está apresentado na Figura 5.12. Nele, especialistas determinam as notas de comparação em planilha eletrônica, cada especialista para sua especialidade. A planilha faz o cálculo dos pesos AHP e exporta estes pesos para o modelo de interface.

Devido à indisponibilidade de todos os dados de uma interface real satélite VL necessários a este estudo de caso, este autor estimou um satélite CubeSat hipotético e utilizou dados de VL reais, os quais estão disponíveis em manuais de usuário, na elaboração do estudo. Todos os dados utilizados neste estudo de caso estão apresentados neste Capítulo 5 e no APÊNDICE D.

**Figura 5.12 Fluxo de Dados no Ambiente de Decisão Proposto**



Fonte: Produção do autor

### 5.2.1. USO DO MÉTODO AHP

Este autor não tem a intenção de propor o uso do método AHP para a escolha de uma opção de projeto ou de um VL para o lançamento de um satélite. Este estudo de caso tem a finalidade de exemplificar o uso dos dados contidos no MRISLV em uma análise comparativa, a qual poderia ser feita por meio de um modelo executável do veículo em conjunto com uma simulação ou outro tipo de análise a se propor.

A utilização do método AHP na tomada de decisão supõe avaliações subjetivas. Contudo, em determinados casos nos quais os dados e um modelo estão disponíveis, é possível se fazer avaliações objetivas. Em outros casos, nos quais não estão disponíveis todos os dados e/ou o modelo não é executável, pode não ser possível uma comparação objetiva. E, ainda, é possível haver fatores não objetivos para comparação, como, por exemplo, fatores políticos.

Este autor considera que o uso do método AHP é possível e interessante, porém, deve-se avaliar se este é o melhor método para a tomada de decisão, considerando-se que este critério se baseia em análises subjetivas.

### **5.2.2. A HIERARQUIA DE DECISÃO AHP EM SYSML**

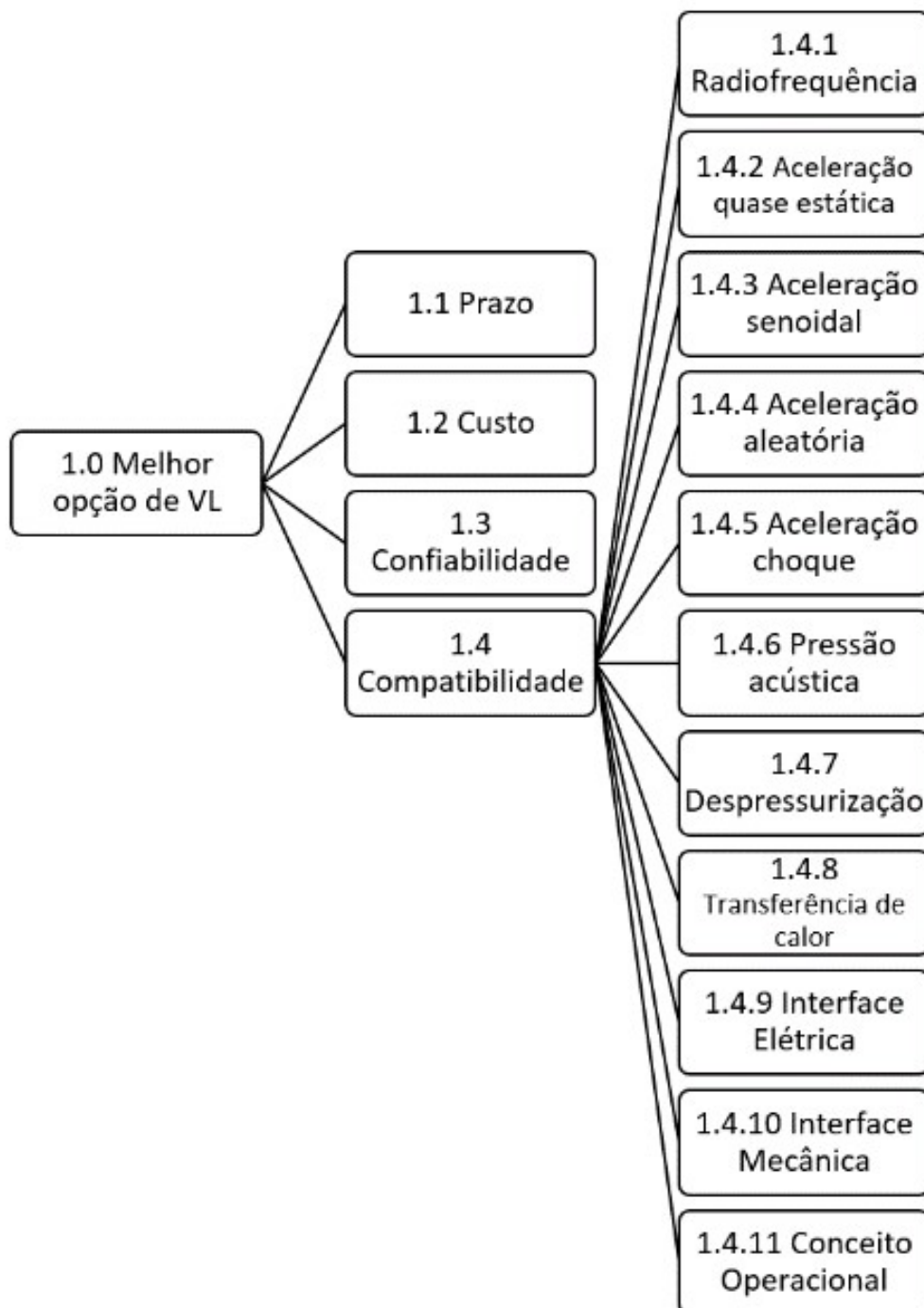
Foi elaborada uma hierarquia de decisão AHP com base em três princípios: tempo, custo e qualidade. Para se avaliar a qualidade foram definidos dois critérios: compatibilidade e confiabilidade.

Apresenta-se, assim, a hierarquia com os critérios de decisão, formada por:

- 1.0 Melhor opção de veículo lançador;
  - 1.1 Prazo;
  - 1.2 Custo;
  - 1.3 Confiabilidade;
  - 1.4 Compatibilidade;
    - 1.4.1 Radiofrequência;
    - 1.4.2 Aceleração quase estática;
    - 1.4.3 Aceleração senoidal;
    - 1.4.4 Aceleração aleatória;
    - 1.4.5 Aceleração choque;
    - 1.4.6 Pressão acústica;
    - 1.4.7 Despressurização;
    - 1.4.8 Transferência de calor;
    - 1.4.9 Interface Elétrica;
    - 1.4.10 Interface Mecânica;
    - 1.4.11 Conceito Operacional.

A Figura 5.13 apresenta a hierarquia elaborada. Nela são apresentados os códigos dos critérios.

**Figura 5.13 Hierarquia de decisão AHP pelos códigos de critério**



Fonte: Produção do autor

Neste caso, cada critério originado para a escolha do veículo lançador gera um requisito, que demanda que o lançador atenda a este determinado critério.

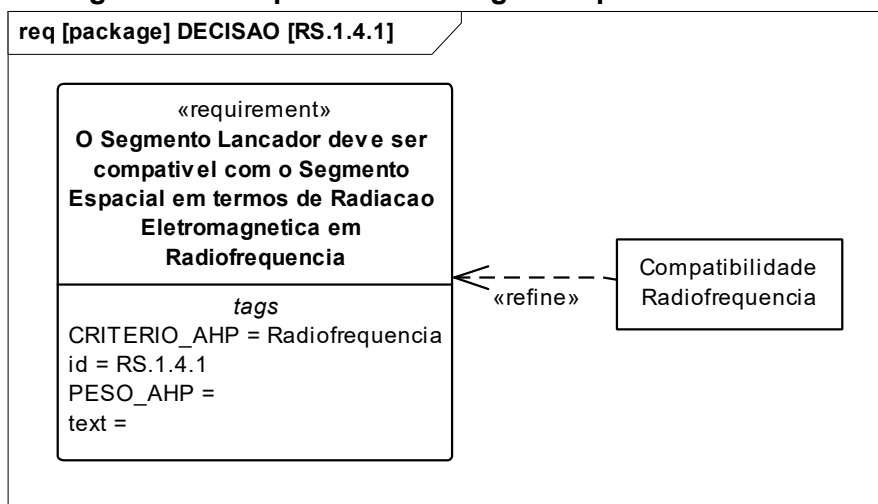
A Figura 5.14 exemplifica como um critério gerou um requisito e foi modelado em SysML, tomando o critério 1.4.1 “Radiofrequência” como exemplo. Neste exemplo temos o requisito “O Segmento Lançador deve ser compatível com o Segmento Espacial em termos de Radiação Eletromagnética em Radiofrequência” que foi originado a partir do critério “Radiofrequência”. Observa-se, também no diagrama de requisito, a medida de efetividade (“MOE”) “Compatibilidade Radiofrequência”.

Um critério com subcritérios gera um requisito, relacionado ao critério, que é a composição de requisitos relacionados aos subcritérios. A Figura 5.15 mostra o requisito RS.1.4, relacionado ao critério 1.4 como uma composição dos requisitos RS.1.4.1, RS.1.4.2, RS.1.4.3, RS.1.4.4, RS.1.4.5, RS.1.4.6, RS.1.4.7, RS.1.4.8, RS.1.4.9, RS.1.4.10 e RS.1.4.11, relacionados aos subcritérios 1.4.1, 1.4.2, 1.4.3, 1.4.4, 1.4.5, 1.4.6, 1.4.7, 1.4.8, 1.4.9, 1.4.10 e 1.4.11, respectivamente.

Por fim, a Figura 5.16 apresenta os requisitos relacionados a hierarquia AHP.

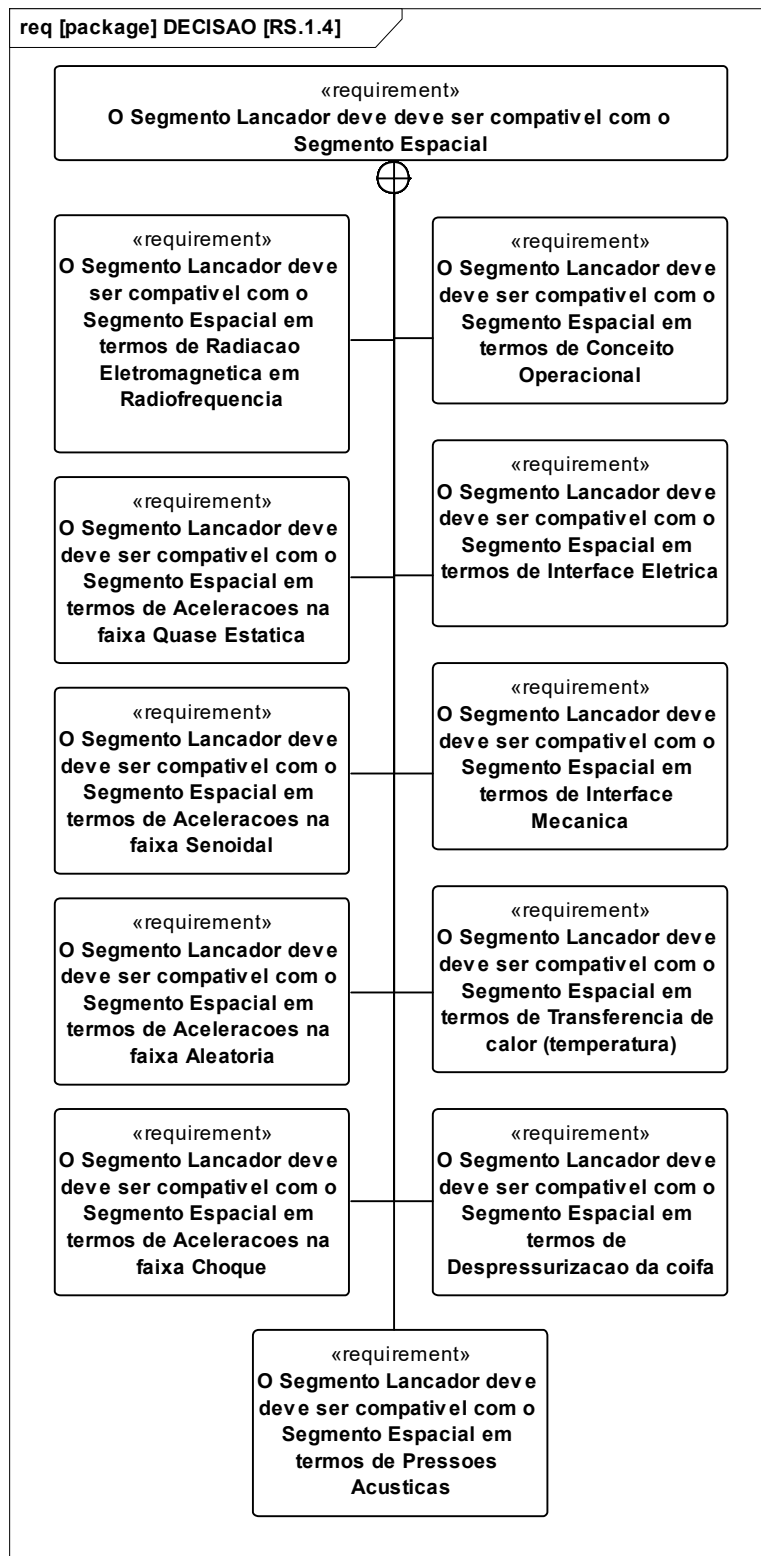
Para atender a esta comparação, foram acrescentadas as “tags” (etiquetas) “custo” e “confiabilidade para o bloco “veículo lançador”.

**Figura 5.14 Requisito RS.1.4.1 gerado pelo critério 1.4.1**



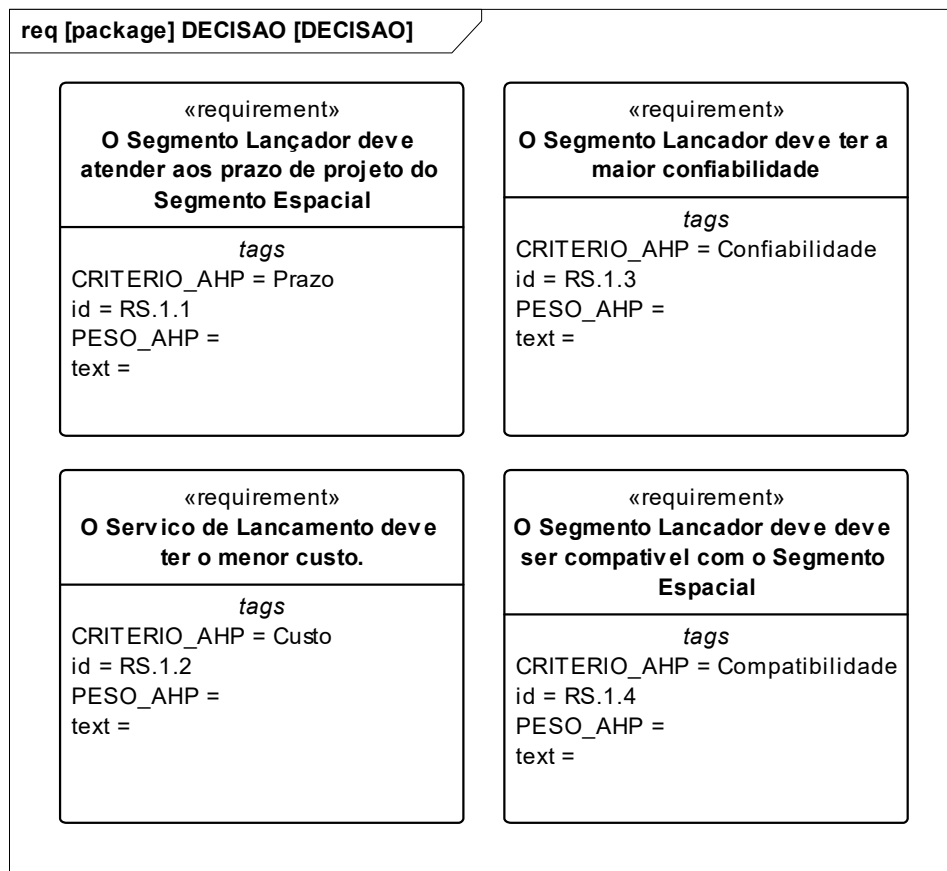
Fonte: Produção do autor

Figura 5.15 Diagrama de requisito RS.1.4



Fonte: Produção do autor

**Figura 5.16 Requisitos referentes à hierarquia AHP**



Fonte: Produção do autor

### 5.2.3. CUBESAT PARA ESTUDO DE CASO

Para este estudo, estima-se um satélite hipotético do tipo CubeSat com tamanho de três unidades (3U).

Os dados relativos à ISVL são estimados como descrito a seguir:

- Prazo – Neste estudo considera-se a hipótese de que o satélite ficaria pronto no quarto quadrimestre do ano de 2019 – Q4 2019;
- Custo – É considerado que o custo do lançamento deste satélite poderia ser de, no máximo, US\$ 10.000,00 / kg;



- Confiabilidade – Para o parâmetro de confiabilidade é considerado que a confiabilidade da missão deve ser de pelo menos 72,25%. Considera-se também que:

$$Confiabilidade_{missão} = Confiabilidade_{lançador} * Confiabilidade_{satélite} \quad (5.1)$$

e também que:

$$Confiabilidade_{satélite} \geq 85\%;$$

Sendo assim, temos que:

$$Confiabilidade_{lançador} \geq 85\% \quad (5.2)$$

Portanto a confiabilidade mínima esperada para o lançador deveria ser de 85%;

- Compatibilidade – RF – Para a comparação do satélite hipotético com os candidatos a VL, são estimados níveis de susceptibilidade à radiação eletromagnética irradiada, que estão apresentados na Tabela 5.2.

**Tabela 5.2 Susceptibilidade à radiação eletromagnética irradiada**

<b>Faixa</b>	<b>Valor</b>
1 kHz – 2kHz	60 V/m
2 kHz – 5 kHz	1 V/m
5 kHz – 80 kHz	60 V/m
80 kHz – 120 kHz	0,5 V/m
120 kHz – 500 kHz	1 V/m
500 kHz – 15 MHz	60 V/m
15 MHz – 60 MHz	0,1 V/m
60 MHz – 350 MHz	60 V/m
350 MHz – 450 MHz	1 V/m
450 MHz – 1GHz	60 V/m

Fonte: Produção do autor

- Compatibilidade – Aceleração Quase Estática – Estima-se que o satélite hipotético suportaria níveis de aceleração quase estática de até:
  - 10g – para acelerações longitudinais, e
  - 5g – para acelerações laterais;
- Compatibilidade – Aceleração Senoidal – Considera-se que o satélite hipotético deveria suportar acelerações senoidais de 1,5g na faixa de frequência que se estende de 5Hz até 100Hz;
- Compatibilidade – Aceleração Aleatória – Estima-se que o satélite hipotético suportaria os níveis de vibração aleatória apresentados na Tabela 5.3;

**Tabela 5.3 Níveis de Vibração Aleatória para o satélite hipotético**

<b>Faixa</b>	<b>Valor</b>
50 Hz	0,04 g <sup>2</sup> /Hz
100 Hz	0,04 g <sup>2</sup> /Hz
100 Hz	0,06 g <sup>2</sup> /Hz
200 Hz	0,06 g <sup>2</sup> /Hz
400 Hz	0,08 g <sup>2</sup> /Hz
500 Hz	0,08 g <sup>2</sup> /Hz
1000 Hz	0,04 g <sup>2</sup> /Hz
2000 Hz	0,02 g <sup>2</sup> /Hz

Fonte: Produção do autor

- Compatibilidade – Aceleração - Choque – Estima-se que o satélite hipotético suportaria os níveis de vibração em altas frequências apresentados na Tabela 5.4

**Tabela 5.4 Níveis de vibração em choque para o satélite hipotético**

<b>Faixa</b>	<b>Valor</b>
150 Hz	1400 g
200 Hz	1600 g
600 Hz	4000 g
1000 Hz	5100 g
2000 Hz	10000 g
5000 Hz	10000 g

Fonte: Produção do autor

- Compatibilidade – Pressão Acústica – Estima-se que o satélite hipotético suportaria os níveis de pressão acústica apresentados na Tabela 5.5;

**Tabela 5.5 Níveis de pressão acústica para o satélite hipotético**

<b>Faixa</b>	<b>Valor</b>
31,5 Hz	125 dB (referência 20 $\mu$ Pa)
63 Hz	135 dB (referência 20 $\mu$ Pa)
125 Hz	140 dB (referência 20 $\mu$ Pa)
250 Hz	137 dB (referência 20 $\mu$ Pa)
500 Hz	135 dB (referência 20 $\mu$ Pa)
1000 Hz	129 dB (referência 20 $\mu$ Pa)
2000 Hz	126 dB (referência 20 $\mu$ Pa)
4000 Hz	121 dB (referência 20 $\mu$ Pa)
80000 Hz	115 dB (referência 20 $\mu$ Pa)

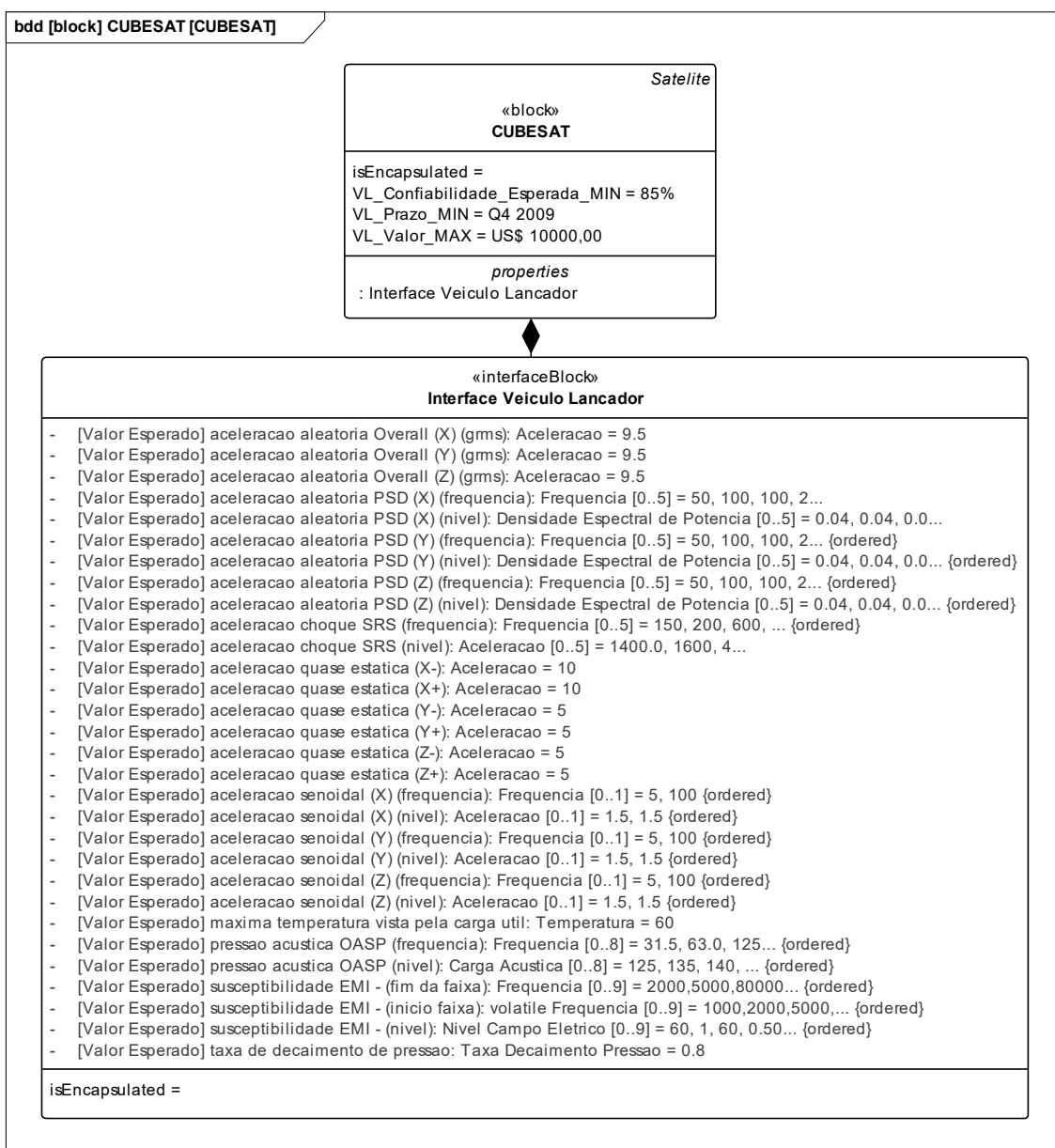
Fonte: Produção do autor

- Compatibilidade – Taxa de Descompressão – É considerado que o satélite CubeSat hipotético suportaria uma taxa de descompressão no valor de até 0,8 psi/s;

- Compatibilidade – Temperatura – Considera-se que os componentes do satélite hipotético suportariam temperaturas de até 60°C. Porém percebeu-se que não é possível uma análise comparativa entre os VLS, em termos de temperatura, pois sem a utilização de modelos mais elaborados não se consegue prever a temperatura máxima nos componentes do satélite durante o lançamento;
- Compatibilidade – Interface Elétrica – Considera-se que não haveria nenhuma Interface Elétrica do satélite com o VL.
- Compatibilidade – Interface Mecânica – Considera-se que a interface mecânica seria compatível para todos os VLS, e se utilizaria um adaptador compatível com o padrão CubeSat.
- Compatibilidade – Conceito Operacional – Considera-se que nenhum dos lançadores afetaria o conceito operacional do satélite.

Por fim, a Figura 5.17 apresenta os dados acima inseridos no MRISVL.

**Figura 5.17 Definição da interface ISVL do CubeSat**



Fonte: Produção do autor

#### 5.2.4. COMPARATIVO ENTRE VEÍCULOS LANÇADORES

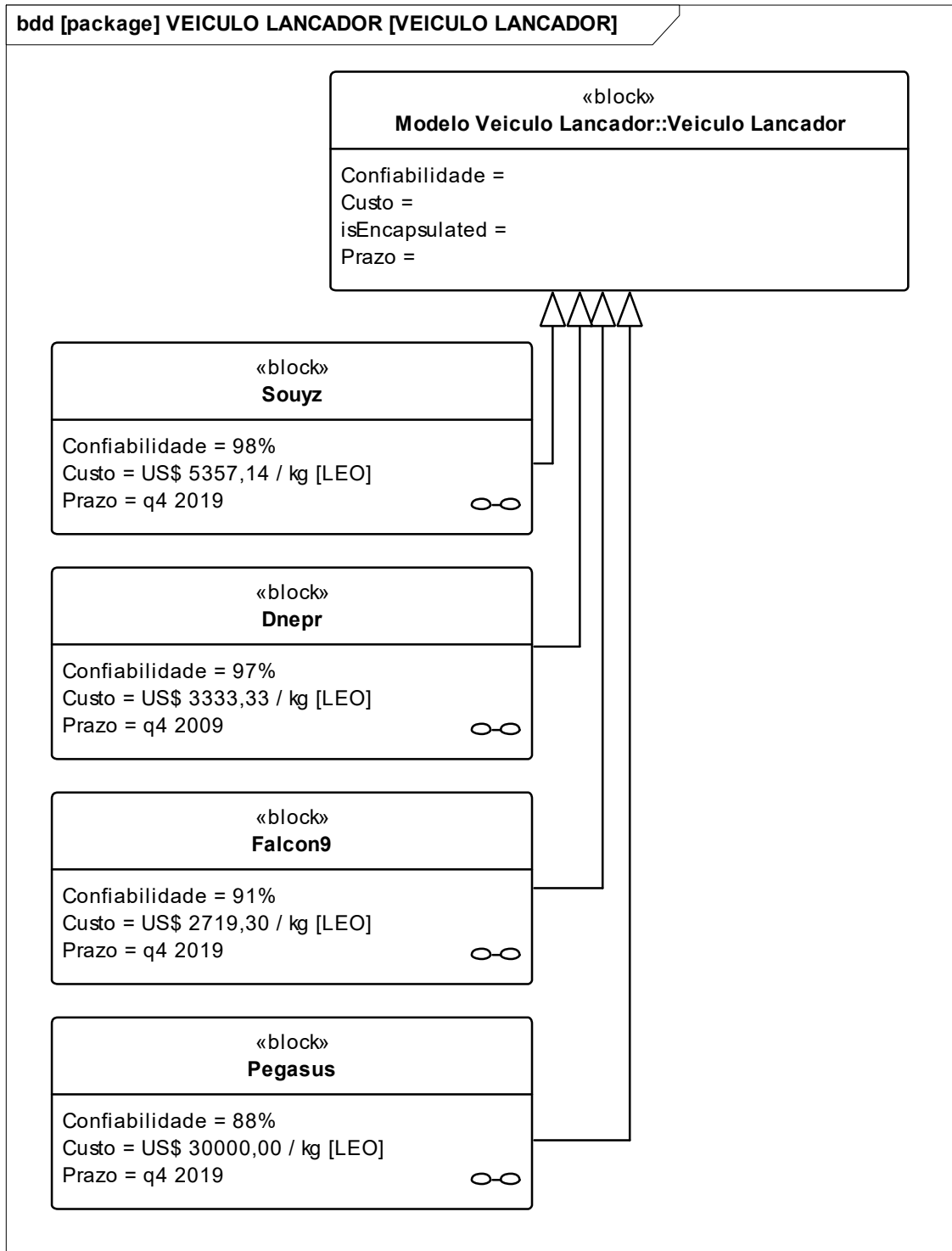
Para se efetuar a comparação, foram colhidas informações de quatro VLs, a saber: Falcon 9, Dnepr, Pegasus e Soyuz.

Esta comparação foi expressa por meio de um diagrama de blocos na linguagem SysML, representando cada um dos VLs comparados como sendo

uma especialização do bloco veículo lançador. Este diagrama está representado na Figura 5.18.

A Figura 5.18 apresenta, em SysML, que os blocos Falcon 9, Dnepr, Pegasus e Soyuz são casos específicos, ou seja, especializações do bloco “Veículo Lançador”.

**Figura 5.18 Especialização do bloco Veículo Lançador para a comparação**



Fonte: Produção do autor

Os dados de custo e confiabilidade, apresentados na Figura 5.18 foram obtidos das seguintes fontes:

- Confiabilidade – Falcon 9: Apresentado por SpaceX (2015);
- Confiabilidade – Dnepr: Apresentado por ISC Kosmotras (2008);
- Confiabilidade – Pegasus: calculado pela relação: número de missões bem-sucedidas / número total de missões (ORBITAL SCIENCES CORPORATION, 2015);
- Confiabilidade – Soyuz: Apresentado por Ariane Services And Solutions (2012);
- Custo – Falcon 9: Apresentado por Selding (2016)
- Custo – Dnepr: Calculado pelo custo do lançamento, apresentado por Futron Corporation (2002), dividido pela carga máxima de lançamento na órbita LEO, apresentada por Astronautix (2016)
- Custo – Pegasus: Calculado pelo custo do lançamento apresentado por Futron Corporation (2002), dividido pela carga máxima de lançamento na órbita LEO, apresentada por Orbital Sciences Corporation (2015)
- Custo – Soyuz: Calculado pelo custo do lançamento apresentado por Futron Corporation (2002), dividido pela carga máxima de lançamento na órbita LEO, apresentada por Futron Corporation (2002).

#### **5.2.5. RESULTADOS, CONSIDERAÇÕES E SIMPLIFICAÇÕES**

A comparação citada anteriormente foi realizada para o estudo de caso com o objetivo de exemplificar uma aplicação do MRISVL em um ambiente de MBSE. Sendo assim, algumas simplificações e considerações foram realizadas, as quais estão descritas no presente item.

O valor de confiabilidade do Falcon 9 foi obtido por meio de estudo, conforme exposto por SpaceX (2015). O valor de confiabilidade do lançador Dnepr foi especificado pelo fabricante (ISC KOSMOTRAS, 2008), que, por sua vez, não expôs o método de cálculo. Os valores de confiabilidade apresentados para os lançadores Pegasus e Soyuz foram obtidos por meio de dados estatísticos, expostos em Orbital Sciences Corporation (2015) e Arianespace (2012),



respectivamente. Considerando que os erros nos cálculos de confiabilidade provavelmente variam para métodos de cálculos diferentes, os valores reais para confiabilidade podem mudar. Esta discrepância entre o valor real de confiabilidade e o valor apresentado foi desconsiderada neste estudo de caso.

Os valores de custo apresentados para o lançamento são de datas diferentes, ou seja, nenhuma correção monetária foi aplicada. Portanto, o fator de correção monetária foi desconsiderado.

Considerou-se que todos os veículos atenderiam o prazo para o lançamento do satélite, sendo assim este item não foi comparado. O item interface elétrica não foi comparado pois considerou-se que não há interface elétrica entre o satélite e o VL. O item interface mecânica não foi comparado pois considerou-se a utilização de uma interface mecânica padrão. O item conceito operacional não foi comparado pois considerou-se que todos os VL atenderiam ao conceito operacional do satélite. Para estes itens não comparados, as comparações “par-a-par” tiveram como resultados pesos equivalentes (pesos de valor “1”).

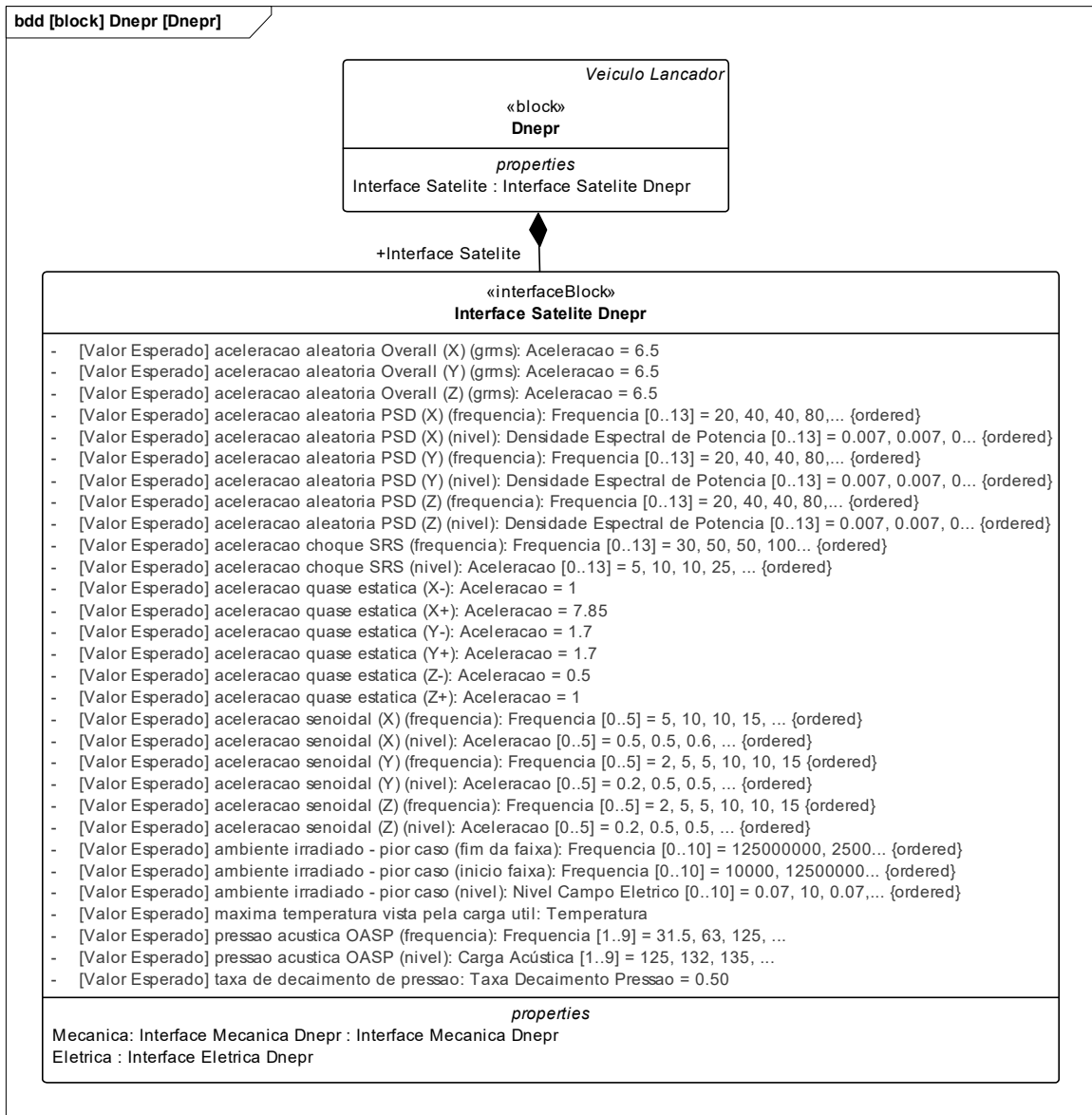
Cada fabricante apresenta os dados de transferência de calor ao satélite durante o voo, de formas diferentes, sendo necessária uma análise acoplada entre o VL e o satélite. Sendo assim, para o item transferência de calor, a comparação teve como resultado pesos equivalentes (pesos de valor “1”).

O fabricante do veículo Falcon9 não provê níveis esperados de aceleração aleatória. Porém, indica que estes níveis são obtidos por meio de uma análise de carga acoplada CLA. Dessa forma, na comparação deste critério foi considerado que o Falcon9 é absolutamente inferior às outras opções, ou seja, nota “1/9”.

Considerando o que foi exposto neste item, a Figura 5.19, a Figura 5.20, a Figura 5.21 e a Figura 5.22 apresentam os dados das interfaces dos veículos lançadores Dnepr, Pegasus, Falcon 9 e Soyuz respectivamente. Além das figuras supracitadas, os mesmos dados, das interfaces dos lançadores Dnepr, Falcon 9, Pegasus e Soyuz, são apresentados pela Tabela D. 1, pela Tabela D.

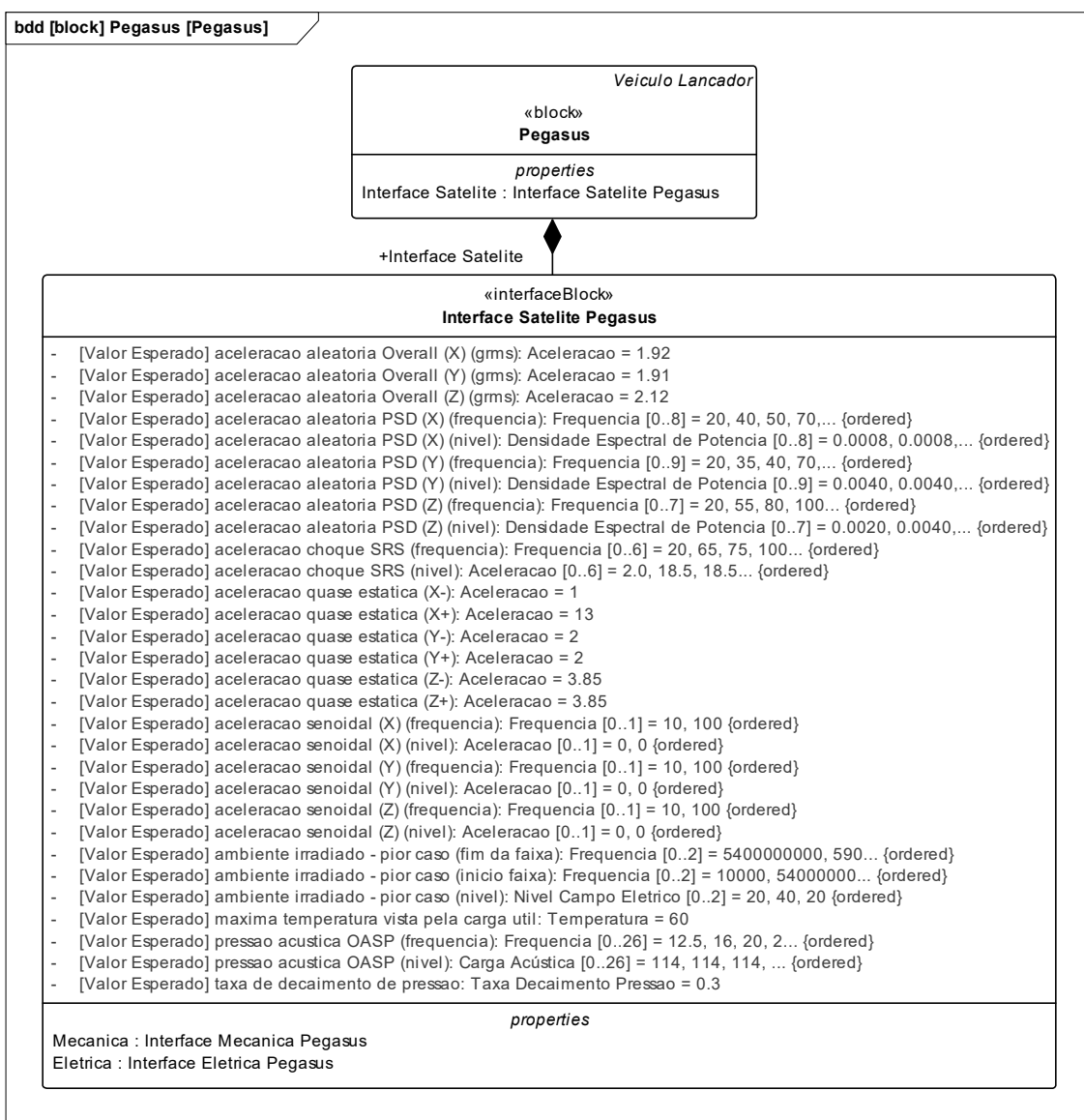
2, pela Tabela D. 3 e pela Tabela D. 4 respectivamente. Estas tabelas se encontram no APÊNDICE D. Todos os “tipos” de valores foram mantidos em concordância com o modelo de referência e são os apresentados na Figura 4.12.

**Figura 5.19 Dados da Interface do Veículo Lançador Dnepr**



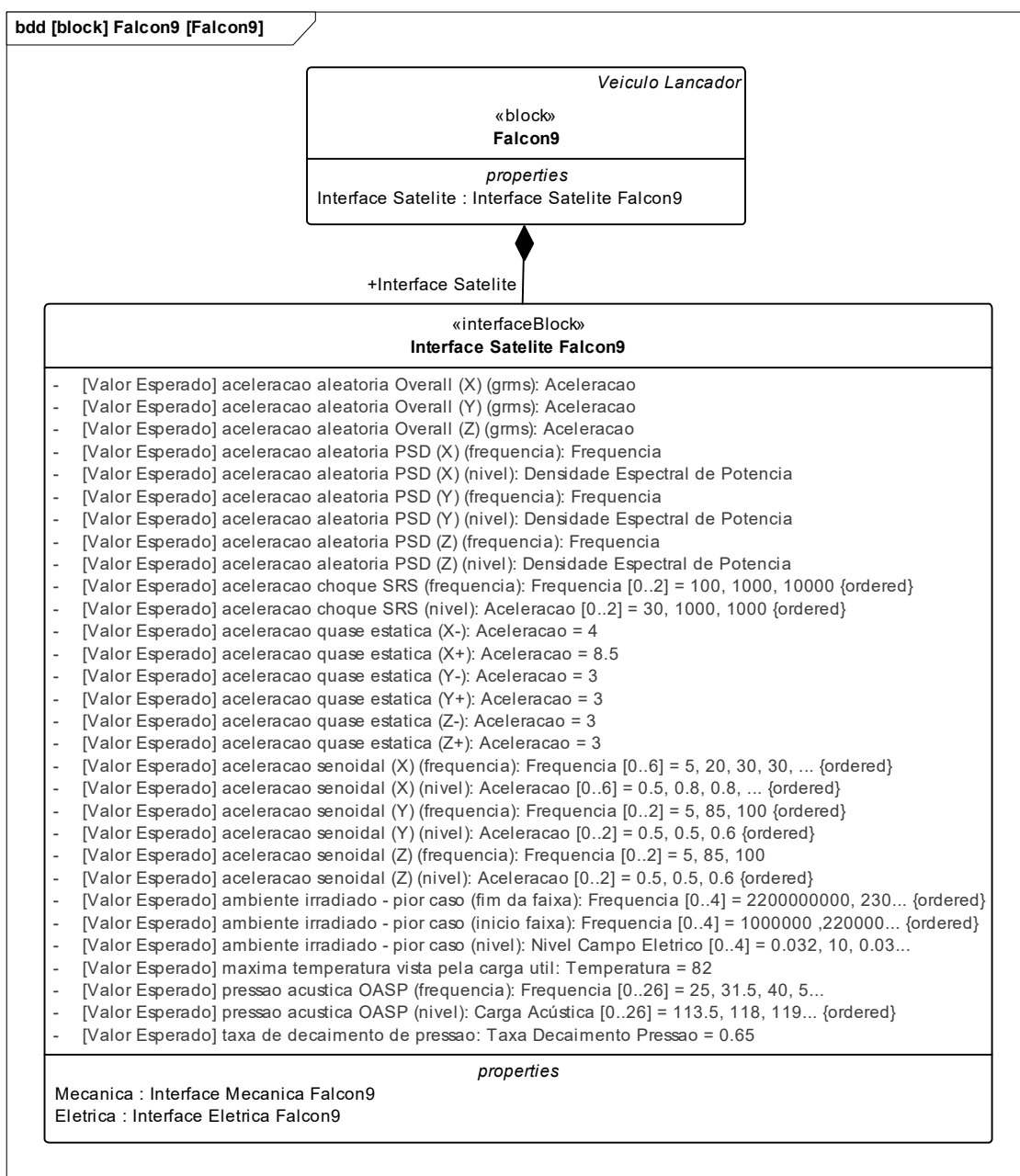
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por ISC Kosmotras (2001)

**Figura 5.20 Dados da Interface do Veículo Lançador Pegasus**



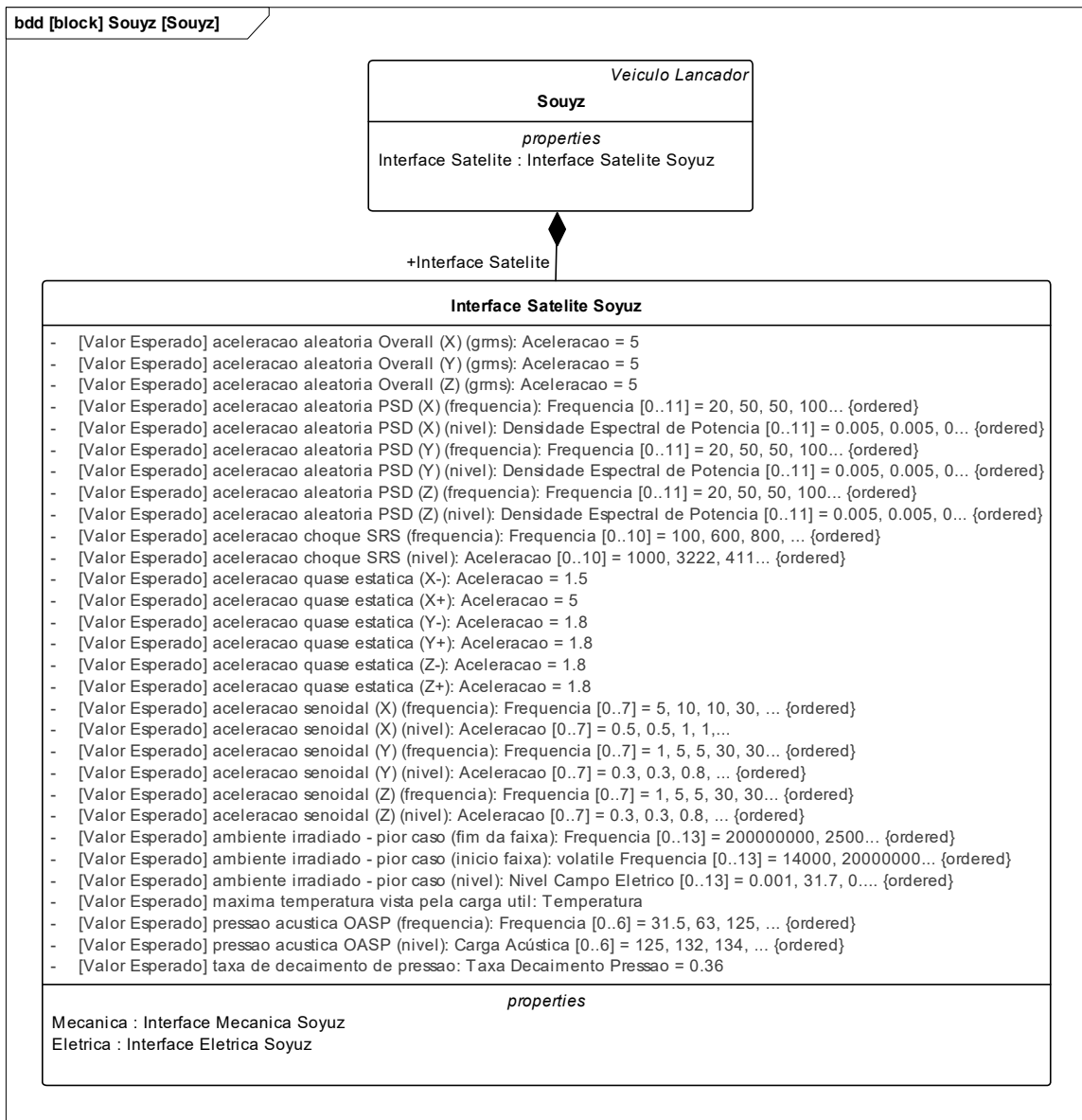
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Orbital Sciences (2015)

**Figura 5.21 Dados da Interface do Veículo Lançador Falcon9**



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por SpaceX (2015)

**Figura 5.22 Dados da Interface do Veículo Lançador Soyuz**



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Starsem (2001)

### **5.2.6. PLANILHA UTILIZADA NA DECISÃO**

Foi elaborada uma planilha eletrônica de modo a atuar como no contexto suposto exposto na Figura 5.12, com exceção quanto a importação e exportação da estrutura AHP que foi implementada de forma manual.

A planilha possui a função de importar os dados das ISVL dos VLS comparados e também do satélite. Outra função implementada foi a verificação dos níveis esperados, dos fenômenos ambientais.

Após a importação dos dados na planilha, são gerados gráficos e a comparação dos valores é feita conforme proposto por Saaty (1977)

### **5.2.7. COMPARAÇÕES E APLICAÇÃO DO MÉTODO AHP**

No ambiente idealizado de tomada de decisões, mencionado neste item 5.2 e implementado conforme exposto no item 5.2.6, pressupõe-se que os dados sejam exportados automaticamente entre o modelo SysML e a planilha eletrônica.

Este autor realizou, então, as comparações par a par e as atribuições de pontuações de peso relativo, conforme o método AHP. A Figura 5.23 mostra o resultado das atribuições de pontuações de peso relativo para o critério 1.4.5 – Pressão Acústica.

**Figura 5.23 Pesos Relativos – Aplicação do Método AHP – Critério Pressão Acústica**

1.4.6 Pressão Acústica				
	1. Dnepr	2. Falcon9	3. Pegasus	4. Souyz
1	1	0,143	0,167	0,333
2	7,000	1	3	7,0
3	6,000	0,333	1	3,000
4	3,000	0,143	0,333	1

Fonte: Produção do autor

As comparações par a par são compiladas na matriz apresentada na Equação (5.3). Nesta matriz o elemento  $s_{ij}$  é a pontuação de peso relativo do elemento  $i$  sobre o elemento  $j$  como expresso pela Equação (5.4).

$$S = \begin{bmatrix} s_{11} & \dots & s_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ s_{nj} & \dots & s_{nn} \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

$$s_{ij} = \frac{w_i}{w_j} \quad (5.4)$$

Como resultado da comparação em determinado critério, encontra-se o vetor  $w$  com os pesos de cada opção, conforme expresso pela Equação (5.5).

$$w = [w_i \quad \dots \quad w_n] \quad (5.5)$$

Conforme demonstrado por Saaty (1977), para achar o vetor  $w$  dos pesos de cada opção comparada no critério, a partir da matriz  $S$ , deve-se solucionar a Equação (5.6) com o autovalor  $\lambda_{max}$ .

$$Sw = \lambda_{max}w \quad (5.6)$$

Esta solução se deu por meio da aplicação do método Jacobi-Gauss-Seidel de aproximações sucessivas. Esta solução foi elaborada por meio da confecção e uso de uma rotina “macro” no software Microsoft Excel®.

#### 5.2.8. RESULTADOS FINAIS

Dentre os resultados da aplicação do método AHP, no conforme exposto neste item estão os pesos obtidos para os níveis da hierarquia de decisão.

A partir dos vetores dos pesos de cada opção de veículo lançador para cada critério e de cada critério para o nível superior dentro da hierarquia AHP, calculou-se os resultados apresentados na Tabela 5.6, na Tabela 5.7, na Figura 5.24, na Figura 5.25 e na Figura 5.26.

**Tabela 5.6 Pesos obtidos da aplicação do método AHP no nível 2 da hierarquia**

	1. Dnepr	2. Falcon9	3. Pegasus	4. Souyz
1.1 Prazo	25%	25%	25%	25%
1.2 Custo	27%	55%	3%	15%
1.3 Confiabilidade	36%	14%	4%	46%
1.4 Compatibilidade	23%	27%	28%	22%

Fonte: Produção do autor

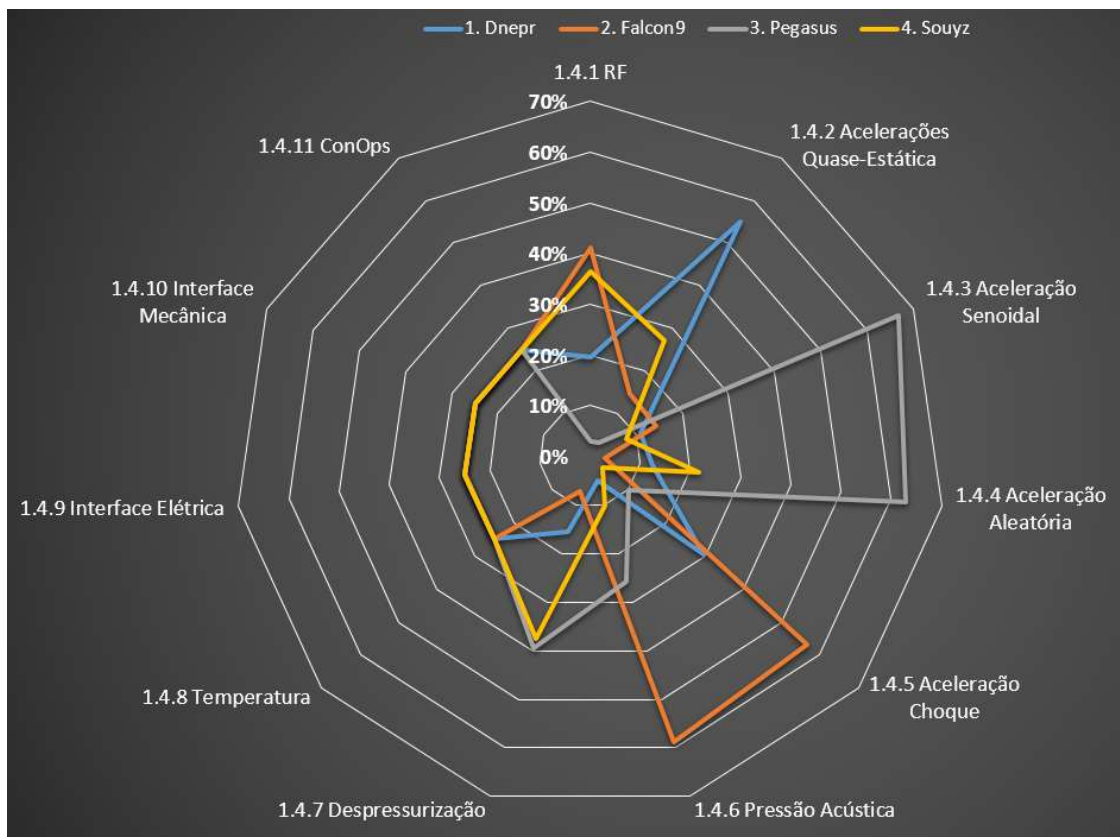


**Tabela 5.7 Pesos obtidos da aplicação do método AHP no nível 3 da hierarquia**

	<b>1. Dnepr</b>	<b>2. Falcon9</b>	<b>3. Pegasus</b>	<b>4. Souyz</b>
1.4.1 RF	19,6%	41,0%	2,9%	36,5%
1.4.2 Acelerações Quase-Estática	54,9%	14,6%	3,2%	27,2%
1.4.3 Aceleração Senoidal	10,9%	14,4%	66,8%	7,9%
1.4.4 Aceleração Aleatória	12,3%	3,0%	62,9%	21,8%
1.4.5 Aceleração Choque	29,7%	56,7%	10,2%	3,4%
1.4.6 Pressão Acústica	5,1%	58,8%	25,8%	10,3%
1.4.7 Despressurização	15,6%	7,3%	39,5%	37,7%
1.4.8 Temperatura	25,0%	25,0%	25,0%	25,0%
1.4.9 Interface Elétrica	25,0%	25,0%	25,0%	25,0%
1.4.10 Interface Mecânica	25,0%	25,0%	25,0%	25,0%
1.4.11 ConOps	25,0%	25,0%	25,0%	25,0%

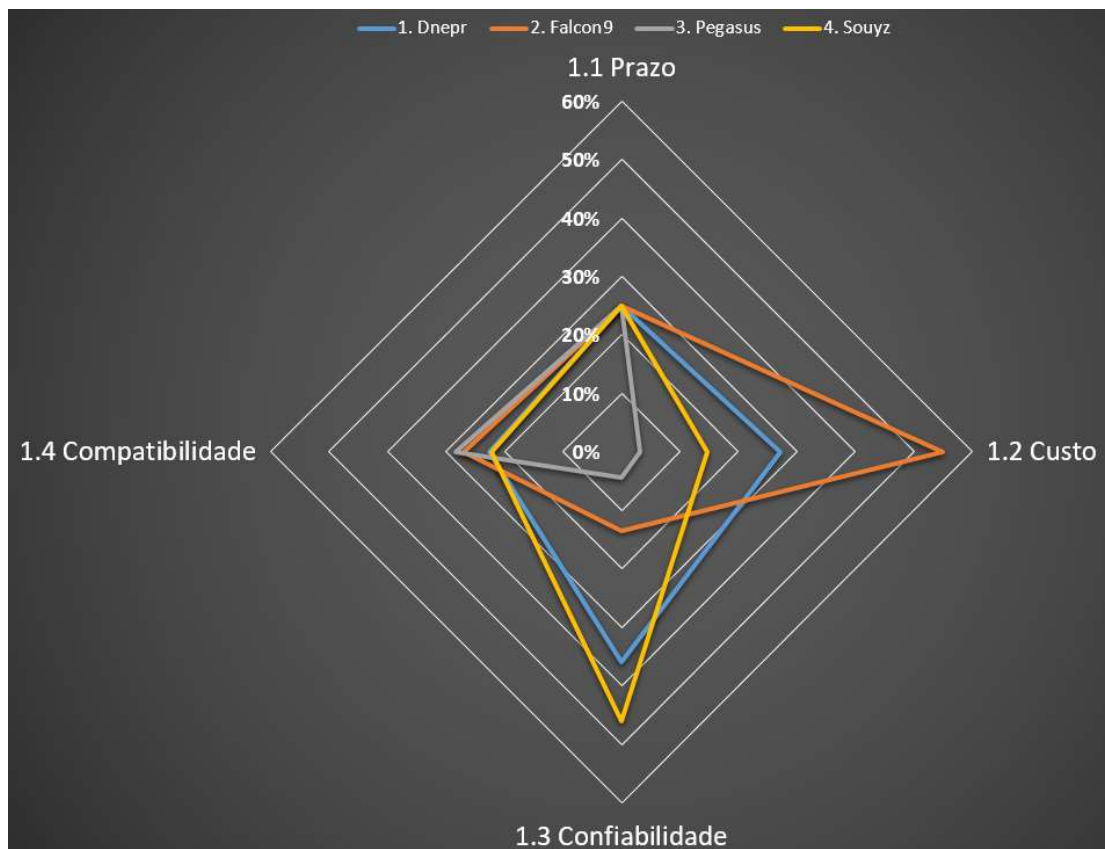
Fonte: Produção do autor

**Figura 5.24 Resultados da aplicação do método AHP no nível 3 da hierarquia**



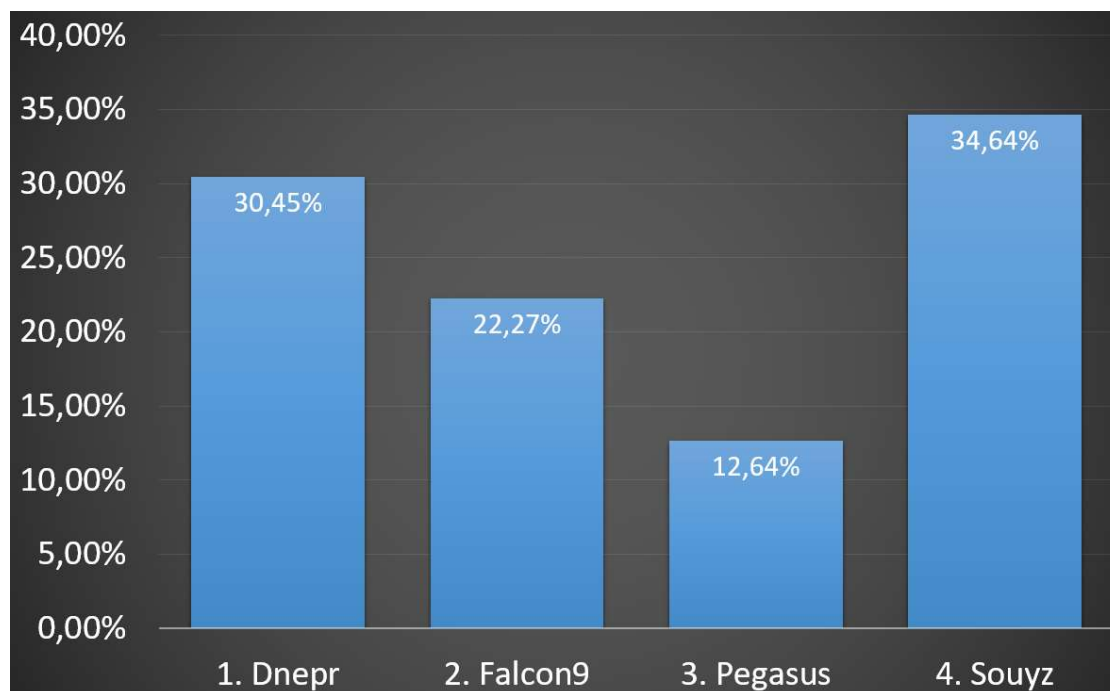
Fonte: Produção do autor

Figura 5.25 Resultados da aplicação do método AHP no nível 2 da hierarquia



Fonte: Produção do autor

**Figura 5.26 Resultado final da aplicação do método AHP na escolha proposta**



Fonte: Produção do autor

Além dos valores calculados por meio do método AHP, a planilha eletrônica elaborada também executa a comparação entre os níveis esperados, dos fenômenos ambientais, pelo o satélite e aqueles que são impostos pelos VLs. A Figura 5.27 e a Figura 5.28 apresentam os resultados desta comparação para o presente estudo de caso.

**Figura 5.27 Verificação da compatibilidade dos níveis no nível 3 da hierarquia**

	A	B	C	D	E	F
7	É compatível					
8	<b>NOME</b>	<b>PESO</b>	<b>1. Dnepr</b>	<b>2. Falcon9</b>	<b>3. Pegasus</b>	<b>4. Soyuz</b>
9	1.1 Prazo	4,51%	SIM	SIM	SIM	SIM
10	1.2 Custo	9,84%	SIM	SIM	NÃO	SIM
11	1.3 Confiabilidade	54,66%	SIM	SIM	SIM	SIM
12	1.4 Compatibilidade	30,99%	SIM	N/A	NÃO	SIM

Fonte: Produção do autor

**Figura 5.28 Verificação da compatibilidade dos níveis no nível 2 da hierarquia**

CRITÉRIO	PESO	É compatível			
		1. Dnepr	2. Falcon9	3. Pegasus	4. Souyz
1.4.1 RF	9,09%	SIM	SIM	NÃO	SIM
1.4.2 Acelerações Quase-Estática	9,09%	SIM	SIM	NÃO	SIM
1.4.3 Aceleração Senoidal	9,09%	SIM	SIM	SIM	SIM
1.4.4 Aceleração Aleatória	9,09%	SIM	N/D	SIM	SIM
1.4.5 Aceleração Choque	9,09%	SIM	SIM	SIM	SIM
1.4.6 Pressão Acústica	9,09%	SIM	SIM	SIM	SIM
1.4.7 Despressurização	9,09%	SIM	SIM	SIM	SIM
1.4.8 Temperatura	9,09%	N/A	N/A	N/A	N/A
1.4.9 Interface Elétrica	9,09%	N/A	N/A	N/A	N/A
1.4.10 Interface Mecânica	9,09%	N/A	N/A	N/A	N/A
1.4.11 ConOps	9,09%	N/A	N/A	N/A	N/A
GERAL		SIM	N/D	NÃO	SIM

Fonte: Produção do autor

A verificação da compatibilidade é executada, de forma automática, pela planilha eletrônica elaborada no software Microsoft® Excel®.

Na figura observa-se os resultados como sendo:

SIM – indica compatibilidade entre os níveis esperados pelo Satélite e impostos pelo VL,

NÃO – indica compatibilidade entre os níveis esperados pelo Satélite e impostos pelo VL,

N/A – indica que a comparação não é aplicável para determinados critério e opção, por fim

N/D – indica que as informações não estão disponíveis para determinada comparação.

Por fim, como resultado foi constatado e apresentado que é possível modelar uma escolha pelo método AHP na linguagem SysML. Também foi notado que é possível a integração com Microsoft Excel®, por meio da geração de um arquivo XML, o qual foi gerado e aberto no Microsoft Excel® com todos os dados modelados.

Foi observado, ainda, que há uma necessidade em se obter modelos mais refinados do veículo lançador e do satélite, de modo a suportar análises acopladas para vibração e temperatura, e, ainda, é necessário estudar a integração destes modelos refinados com o MRISVL.





## **6 CONCLUSÃO E DISCUSSÃO**

Neste capítulo serão apresentados os resultados obtidos das atividades desenvolvidas durante os estudos realizados.

### **6.1. OBJETIVOS ATENDIDOS**

Os objetivos atendidos, dentre os esperados, estão descritos no presente item.

Obeve-se um MRISVL, que é capaz de conter a maior parte dos aspectos da ISVL e se aplicou este MRISVL em conjunto com o método AHP, em uma escolha de um VL para um satélite. Este modelo de referência pode ser utilizado em futuros esforços de implementação de MBSE para a definição da ISVL. Ressalta-se, porém, que tal modelo mostrou-se incompleto para uma aplicação real devido às limitações que estão descritas no item 6.3 desta dissertação.

Para este autor a comprovação de que estas vantagens e desvantagens apresentadas no item 2.6 apenas é possível após aplicações práticas desta abordagem de MBSE em projetos reais.

### **6.2. CONTRIBUIÇÕES DO MODELO PROPOSTO**

Este autor considera que as contribuições do modelo ora proposto no presente trabalho são:

- 1 – A apresentação de como modelar características da ISVL em SysML.
- 2 – A apresentação de como realizar integração da SysML com o método de decisão multicritério AHP.
- 3 – A apresentação de um MRISVL a ser utilizado em futuros esforços de implementação da abordagem MBSE no controle e definição da ISVL.

### **6.3. LIMITAÇÕES**

As limitações e incompletudes do modelo proposto estão descritas neste item.

A primeira delas refere-se ao fato de que o modelo proposto não é do tipo executável. Um modelo executável é aquele no qual os aspectos relacionados

ao comportamento do sistema (dinâmica do sistema) são modelados e estão dispostos de uma forma que possibilite a avaliação, como, por exemplo, integrados a um simulador. Um modelo executável permite que se execute os ciclos de V&V precoces, tais como os descritos no item 2.6 desta dissertação.

A segunda limitação está no fato de que o modelo não abrange todo o processo de ES utilizado como referência, no caso o “processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de pico e nanosatélites” proposto por Costa (2015). O modelo abrange apenas a análise de “*stakeholders*” e requisitos de missão, bem como, a caracterização da ISVL. Foram modelados os aspectos da interface e os requisitos que os restringem.

Este autor constatou também que as atividades de modelagem de sistemas complexos e reais demandam uma grande quantidade de trabalho (horas-homem), o que não é compatível com um trabalho de mestrado, sendo necessário para tanto, a realização de um extenso projeto de pesquisa.

Para se chegar a tal conclusão, este autor usou como referência o projeto SSWG do INCOSE, descrito neste trabalho, no item 3.1. Este é um projeto que visa criar um modelo de referência de um CubeSat, um sistema mais simples que uma ISVL real, tratando-se de um projeto que está em andamento desde 2012, sendo executado por um grupo de pesquisadores.

E, por fim, não foram feitas integrações do modelo SysML proposto com ferramentas específicas, integrações estas que estão apresentadas na Figura 2.18.

Para que se obtenha as vantagens da abordagem de MBSE, é importante que se integre as ferramentas específicas de software com o MRISVL proposto. Para tanto, é necessário que se defina os softwares a serem integrados ao MRISVL, bem como, são necessários projetos de integração e quantidade considerável horas-homem.

## 6.4. CONCLUSÃO

Este autor entende ser possível e vantajosa a aplicação da abordagem de MBSE para lidar com o problema da definição da ISVL, porém com o ônus da implementação e manutenção de um ambiente de MBSE.

Foi notado, também, que apenas um modelo em SysML não é o suficiente para estudar os fenômenos relacionados à ISVL durante a fase de lançamento do satélite. Este modelo atende às fases iniciais da definição do ciclo de vida do projeto da ISVL. Conforme o projeto evolui em suas fases, são necessários outros modelos de análise acoplada e geométricos. Para alguns fenômenos, como, por exemplo: vibração e troca de calor, são necessários modelos acoplados e geométricos (CAD). Nestes casos, o modelo SysML pode ajudar a realizar a interconexão de ferramentas, ou seja, a interoperabilidade das ferramentas de software.

Conforme já exposto na seção 2.6 durante a elaboração deste trabalho, verificou-se algumas desvantagens relacionadas à abordagem de MBSE, que implicam na necessidade de: (1) Implementar e manter uma infraestrutura de rede computacional, hardware e ferramentas de software; (2) Realizar um esforço de controle e manutenção de bibliotecas de componentes dos sistemas; (3) Empreender esforços de integração dos modelos e ferramentas de software das disciplinas de domínios específicos; (4) Obter recursos de hardware e software para visualização dos dados do sistema de interesse e (5) Desenvolvedores do sistema necessitam aprender outra linguagem que não seja somente a vernácula.

Também deve ser considerado que para a implantação desta abordagem são necessários projetos de interoperabilidade entre o modelo e as ferramentas existentes, bem como a integração entre todas as equipes envolvidas, o que consome horas-homem.

Para que seja possível validar esta solução, é necessária a aplicação em um projeto real de missão, no qual a carga útil, ou seja, o satélite e o VL estejam sendo desenvolvidos simultaneamente.

Como resultado do primeiro estudo de caso verificou-se que todas as informações da atividade de “análise de *stakeholders*” e requisitos de missão”, tal como proposta por Costa (2015), podem ser modeladas em SysML e como resultado do segundo estudo de caso foi constatado e apresentado que é possível modelar uma escolha pelo método AHP na linguagem SysML. Também foi notado que é possível a integração com Microsoft Excel®, por meio da geração de um arquivo XML, o qual foi gerado e aberto no Microsoft Excel® com todos os dados modelados.

## **6.5. SUGESTÃO DE TRABALHOS FUTUROS**

Este autor entende que, para que a aplicação do MRISVL e utilização da abordagem de MBSE em um projeto real de desenvolvimento simultâneo de um VL e um satélite é necessária a realização de, no mínimo, os seguintes trabalhos:

- Definir qual será o nível de detalhe da interface mecânica a ser modelada em um modelo de ES para a aplicação da abordagem de MBSE.
- Elaborar modelos mais refinados do VL e do satélite, de modo a dar suporte a análises acopladas, como, por exemplo, vibração e temperatura.
- Realizar a integração do MRISVL com outras ferramentas como, por exemplo, CAD, CAE e o exemplo do software de planilhas eletrônicas citado no item 5.2. A integração com os modelos CAD e CAE do satélite e do VL deve ser feita de modo a se obter estas análises acopladas citadas. É importante estudar estas integrações do modelo SysML com outras ferramentas, pois representam partes importantes de uma abordagem de MBSE.

Por fim, para validar a solução proposta de utilização da abordagem de MBSE para a definição e controle da ISVL, é necessária a aplicação desta abordagem em conjunto com o modelo proposto em um projeto real.

## 6.6. PUBLICAÇÕES

Durante a execução dos trabalhos descritos neste documento, parte das atividades executadas foram expostas em duas oficinas de temas relacionados ao assunto, a saber:

- *2nd IAA Latin American CubeSat Workshop*, em fevereiro e março de 2016 em Florianópolis – SC;
- 7º Workshop em Engenharia e Tecnologias Espaciais, em agosto de 2016 em São José dos Campos – SP;
- 1º Workshop de Eletrônica de Veículos Espaciais, em novembro de 2017 em São José dos Campos - SP

Adicionalmente foi elaborado um artigo, o qual foi submetido e está sob avaliação:

- *Acta Astronautica* – artigo em periódico A2 em Qualis Eng-III, submetido à Elsevier e ainda em avaliação em 2018.



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB). **Programa Nacional de Atividades Espaciais: PNAE : 2012 - 2021**. Brasília - DF: Ministério de Ciência Tecnologia e Inovação, 2012. ISBN CDU: 52(81)(083.97). Disponível em:

<<http://www.aeb.gov.br/wp-content/uploads/2013/01/PNAE-Portugues.pdf>>.

Acesso em: 1 Janeiro 2016.

ALÍNIA. In: DICIONÁRIO Michaelis. **Dicionário Brasileiro da Língua Portuguesa Michaelis**. 2015. Disponível em:

<<http://michaelis.uol.com.br/busca?r=0&f=0&t=0&palavra=al%C3%ADnea>>.

Acesso em: 20 Abril 2017.

ANDERSON, L. et al. Enterprise Modeling for CubeSats. In: AEROSPACE CONFERENCE, 2014, Big Sky - MT – EUA. **Proceedings...** Institute of Electrical and Electronics Engineers. 2014. p. 15. DOI 10.1109/AERO.2014.6836343.

ARIANESPACE SERVICES AND SOLUTIONS. **Soyuz User's Manual**. 2. ed. Évry: Arianespace, 2012. Disponível em: <<http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf>>. Acesso em: 23 Outubro 2016.

ASTRONAUTIX. **Dnepr**. Astronautix, 2016. Disponível em:

<<http://www.astronautix.com/d/dnepr.html>>. Acesso em: 10 Outubro 2016.

BAJAJ, M. et al. MBSE++ — Foundations for Extended Model-Based Systems Engineering Across System Lifecycle. In: INCOSE INTERNATIONAL SYMPOSIUM, 26, 2016, Edimburgo. **Proceedings...** 2016. p. 15. DOI: 10.1002/j.2334-5837.2016.00304.x.

BAJAJ, M. et al. **Architecture to Geometry – Integrating System Models with Mechanical Design**. AIAA SPACE Forum. Long Beach: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2016. p. 19.

BARBEDIENNE, R. et al. Introduction of geometrical constraints modeling in SysML for mechatronic design. In: 10th France-Japan/ 8th Europe-Asia

Congress on Mechatronics, 14., 2014, Tokyo. **Proceedings...** Institute of Electrical and Electronics Engineers. 2014. p. 145-150. DOI: 10.1109/MECATRONICS.2014.7018580.

BEASLEY, J. S.; MILLER, G. M. **Modern Electronic Communication**. 9. ed. Harlow: Pearson, 2013. 5-6 p.

BERTALANFFY, L. V. **General System Theory**. 1a. ed. Edmonton: George Braziller, 1969.

BKCASE. **Introduction to Life Cycle Processes**. sebokwiki.org, 2015.

Disponível em:

<[http://sebokwiki.org/wiki/Introduction\\_to\\_Life\\_Cycle\\_Processes](http://sebokwiki.org/wiki/Introduction_to_Life_Cycle_Processes)>. Acesso em: 01 março 2017.

BKCASE. **Life Cycle Models**. sebokwiki.org, 2015. Disponível em:

<[http://sebokwiki.org/wiki/Life\\_Cycle\\_Models](http://sebokwiki.org/wiki/Life_Cycle_Models)>. Acesso em: 01 Março 2017.

BKCASE. **System Requirements**. sebokwiki.org, 2015. Disponível em:

<[http://sebokwiki.org/wiki/System\\_Requirements](http://sebokwiki.org/wiki/System_Requirements)>. Acesso em: 01 Março 2017.

BOGOSSIAN, O. L. **CSE-200-4 Introdução à Tecnologia de Satélites** 2015, São José dos Campos, Março 2015. Notas de Aula

BUCHEN, E.; DE PASQUALE, D. Nano / microsatellite market assessment. In: ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 28., Logan, Utah. **Proceedings...** Atlanta, GA. SpaceWorks Enterprises, Inc. 2014.

CALPOLY. **CubeSat Design Specification: (CDS)**. Rev 13. ed. San Luis

Obispo - CA: [s.n.], 2014. Disponível em: <[www.cubesat.org/resources](http://www.cubesat.org/resources)>.

Acesso em: 15 Julho 2016.

CALVI, A. **Spacecraft Loads Analysis - An Overview**. Apresentação de aula da disciplina "Satellite Engineering". CALVI\_Students\_LIEGE\_2011\_6.pdf

Noordwijk: University of Liege. 2011. p. 126. Apresentação. Disponível em:<[160](http://www.ltas-</a></p></div><div data-bbox=)



[vis.ulg.ac.be/cmsms/uploads/File/CALVI\\_Students\\_LIEGE\\_2011\\_6.pdf](http://vis.ulg.ac.be/cmsms/uploads/File/CALVI_Students_LIEGE_2011_6.pdf)

Acesso em: 15 Julho 2017

CARRERA, H. Z. et al. **Nanossatélite AESP14: análise de stakeholders e requisitos de missão**. São José dos Campos: Inpe, 2014. 12p. (LIT21-AESP14-ES-001).

CBERS/INPE. **Lançamento CBERS 2B**. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais INPE - Satélite Sino Brasileiro de Recursos Terrestres CBERS, 2011. Disponível em:

[http://www.cbbers.inpe.br/sobre\\_satelite/lancamento\\_cbbers2b.php](http://www.cbbers.inpe.br/sobre_satelite/lancamento_cbbers2b.php)>. Acesso em: 07 Fevereiro 2017.

CBERS/INPE. **INPE comemora 40 anos de recepção de imagens de satélite. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais INPE - Satélite Sino Brasileiro de Recursos Terrestres CBERS**, 2013. Disponível em:

[http://www.cbbers.inpe.br/noticia.php?Cod\\_Noticia=3291](http://www.cbbers.inpe.br/noticia.php?Cod_Noticia=3291)>. Acesso em: 07 Fevereiro 2017.

COSTA, L. L. **Processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de sistemas de picoe nanosatélites**. 2015. 331 p. IBI:

[8JMKD3MGP3W34P/3JA39H2](http://sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/04.08.17.42-TDI)>. (sid.inpe.br/mtc-m21b/2015/04.08.17.42-TDI). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2015. Disponível em:

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

DORI, D. Object-process analysis: maintaining the balance between system structure and behavior. **Journal of Logic and Computation**, Oxford, Reino Unido, v. 5, n. 2, p. 227-249, 1995. Disponível em:

<http://dx.doi.org/10.1093/logcom/5.2.227>>. Acesso em: 03 Janeiro 2016.

EFETIVIDADE. In: DICIONÁRIO Michaelis. **Dicionário Brasileiro da Língua Portuguesa Michaelis**. 2015. Disponível em:

<http://michaelis.uol.com.br/busca?id=xzkN>>. Acesso em: 01 Maio 2017.

ESA. **ESOC\_control\_room\_node\_full\_image\_2.jpg**. ESA - Space In Images, 2012. Disponível em:

<[http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2012/05/ESOC\\_control\\_room2](http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2012/05/ESOC_control_room2)>.

Acesso em: 07 Fevereiro 2017.

EUROCKOT LAUNCH SERVICES GMBH. **Rockot User's Guide**. 5. ed.

Bremen: EUROCKOT, 2011. Disponível em: <<http://www.eurockot.com/wp-content/uploads/2012/10/UsersGuideIss5Rev0web.pdf>>. Acesso em: 22 novembro 2016.

FRIEDENTHAL, S.; BURKHART, R. Extending UML™ from software to systems. In: INCOSE INTERNATIONAL SYMPOSIUM, 2003, Washington - DC – EUA. **Proceedings...** John Wiley & Sons, 2003. p. 854–867.

FRIEDENTHAL, S.; KOBRYN, C. Extending UML to support a systems modeling language. In: INCOSE INTERNATIONAL SYMPOSIUM, 2004, Toulouse – França. **Proceedings...** John Wiley & Sons. 2004. p. 686–706.

FRIEDENTHAL, S.; MOORE, A.; STEINER, R. **A practical guide to SysML**. 1. ed. Amsterdam: Morgan Kaufmann / Object Management Group / Elsevier, 2009. p.1-27.

FUTRON CORPORATION. **Space Transportation Costs: Trends in Price Per Pound to Orbit 1990-2000**. Bethesda, Maryland, 06 Setembro 2002. 7.

HARPER, D. **system**. online etymology dictionary. 2011. Disponível em: <[http://www.etymonline.com/index.php?allowed\\_in\\_frame=0&search=system](http://www.etymonline.com/index.php?allowed_in_frame=0&search=system)>. Acesso em: 12 jan. 2017.

IEEE. **IEEE-STD-610.12-1990** - IEEE standard glossary of software engineering terminology. Nova Iorque - EUA, 1990. (IEEE-STD-610.12-1990).

INCOSE. **What is Systems Engineering?** incose.org, 2015. Disponível em: <<http://www.incose.org/AboutSE/WhatIsSE>>. Acesso em: 10 Abril 2016.

INCOSE. **Systems engineering handbook**. 3. ed. Seattle, 2006. 362 p. INCOSE-TP-2003-002-03.

INCOSE. **INCOSE-TP-2004-004-02**: systems engineering vision 2020. San Diego, CA, EUA. 2007. (INCOSE-TP-2004-004-02).

INCOSE. **Systems Engineering Handbook: A Guide for System Life Cycle Processes and Activities**. Ver.3.2.1. San Diego: International Council on Systems Engineering (INCOSE), 2010. 362 p. INCOSE-TP-2003-002-03.2.1.

INPE. **Órbita CBERS 1, 2 e 2B**. Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres. São José dos Campos, 2011. Disponível em: <[http://www.cbbers.inpe.br/sobre\\_satelite/orbita\\_cbbers1e2e2b.php](http://www.cbbers.inpe.br/sobre_satelite/orbita_cbbers1e2e2b.php)>. Acesso em: 06 Julho 2016.

INTERCAX. **What is Syndeia?** Intercax.com, 2011. Disponível em: <<http://intercax.com/products/syndeia/>>. Acesso em: 11 Abril 2017.

ISC KOSMOTRAS. **Reliability. Dnepr LV**, 2008. Disponível em: <<http://www.kosmotras.ru/en/reliability/>>. Acesso em: 23 Outubro 2016.

ISC KOSMOTRAS. **Space Launch System DNEPR User's Guide**. 2. ed. Moscou: ISC Kosmotras, 2001. Disponível em: <<http://www.kosmotras.ru/upload/dneprlv.zip>>. Acesso em: 23 Outubro 2016.

ISO/IEC. **ISO/IEC 42010: 2007** - systems and software engineering -- recommended practice for architectural description of software-intensive systems. Genebra, 2007.

ISO/IEC/IEEE. **Systems and software engineering - system life cycle processes**. Genébra, 2015. 108p. (ISO/IEC/IEEE 15288:2015).

KAR, P.; BAILEY, M. Characteristics of good requirements. In: INCOSE INTERNATIONAL SYMPOSIUM, 6., 1996, Boston. **Proceedings...** Wiley, 1996. p. 1225-1233.

KASLOW, D. **INCOSE Model-Based Systems Engineering (MBSE) CubeSat modeling efforts**. Goddard Space Flight Center Systems Engineering Seminar. Greenbelt - MD - EUA: Goddard Space Flight Center, 2015. 47p.

KASLOW, D. et al. Developing a CubeSat Model-Based System Engineering (MBSE) reference model - interim status. In: AEROSPACE CONFERENCE, 2015, Big Sky. **Proceedings...** IEEE, 2015.

KASLOW, D. et al. Developing a CubeSat Model-Based System Engineering (MBSE) ReferenceModel – InterimStatus #2. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2016, BigSky - MT – EUA. **Proceedings...** Institute of Electric and Electronics Engineers, 2016. p. 16.

KASLOW, D. et al. Developing and Distributing a CubeSat Model-Based Engineering (MBSE) reference model - status. In: SPACE SYMPOSIUM, 32., 2016, Colorado Springs - CO – EUA. **Proceedings...** Space Foundation, 2016. p. 15.

KONECNY, G. Small satellites-A tool for Earth observation? In: ISPRS CONGRESS, 20., 2004, Istambul, Turquia. **Proceedings....** Istambul, Turquia, 2004. p. 580-582. Commission IV.

KONING, H. P. D.; EISENMANN, H.; BANDECCHI, M. Evolving standardization supporting model based systems engineering. In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON SYSTEM & CONCURRENT ENGINEERING FOR SPACE APPLICATIONS (SECESA 2010), 4., 2010, Lausanne, Suíça. **Proceedings...** ESA, 2010.

LOUREIRO, G. **Architecture Design**. Apresentação de aula da disciplina Introdução a Engenharia de Sistemas Espaciais CSE-201-4. CSE/ETE. São José dos Campos: INPE. 2014. p. 2 transparências.

MCTI - AEB. **Programa Microgravidade**. aeb.gov.br, 16 Maio 2013. Disponível em:

<[http://microgravidade.aeb.gov.br/downloads/4AO\\_ProgramaMicrogravidade.pdf](http://microgravidade.aeb.gov.br/downloads/4AO_ProgramaMicrogravidade.pdf)>. Acesso em: 06 Fevereiro 2017.

NASA. Solar System Exploration. Galleries -**Voyager Trajectory**, 1977.

Disponível em: <<http://solarsystem.nasa.gov/galleries/voyager-trajectory>>.

Acesso em: 06 Fevereiro 2017.

OMG. **What is SysML**. OMG.ORG, [2006]. Disponível em:  
<<http://www.omgsysml.org/what-is-sysml.htm>>. Acesso em: 11 Abril 2017.

OMG. PTC/06-05-04 **OMG Systems Modeling Language (OMG SysML™) Specification**. Object Management Group. Needham, MA, EUA. 2006. (PTC/06-05-04).

OMG. **OMG Systems Modeling Language Version 1.4 (OMG SysML™)**. **Object Management Group**. Needham, MA, EUA, p. 320. 2015. (formal/2015-06-03).

ORBITAL SCIENCES CORPORATION. **Taurus® launch system payload user's guide**. 4. ed. Dulles: Orbital ATK, 2006. Disponível em:  
<[https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch\\_vehicles/OSC/Taurus-User-Guide-Rev4.0.pdf](https://snebulos.mit.edu/projects/reference/launch_vehicles/OSC/Taurus-User-Guide-Rev4.0.pdf)>.

ORBITAL SCIENCES CORPORATION. **Pegasus Mission History**. Pegasus Mission History.pdf. [S.l.], p. 2. 2015. Disponível em ,  
<https://www.orbitalatk.com/flight-systems/space-launch-vehicles/pegasus/docs/Pegasus%20Mission%20History.pdf>>

ORBITAL SCIENCES CORPORATION. **Pegasus® user's guide**. 8. ed. Dulles: OrbitalATK, 2015. Disponível em: <[https://www.orbitalatk.com/flight-systems/space-launch-vehicles/pegasus/docs/Pegasus\\_UsersGuide.pdf](https://www.orbitalatk.com/flight-systems/space-launch-vehicles/pegasus/docs/Pegasus_UsersGuide.pdf)>.

PALMERIO, A. F. **Introdução à Tecnologia de Foguetes**. 4ª. ed. São José dos Campos: Instituto de Aeronáutica e Espaço - IAE, 2004. 134p p.

PARK, S. **An evaluation framework and decision-making model for defense acquisition projects - real options and Multi-Criteria Decision Analysis (MCDA)**. Auburn: Universidade de Auburn, 2014.

PLATEAUX, R. et al. Use of Technologically and Topologically Related Surfaces (TTRS) geometrical theory for mechatronic ontology. In: CAD CONFERENCE AND EXHIBITION, 2016, Vancouver. **Proceedings...** CAD Solutions, LLC, 2016. p. 183-188.

PROPULSÃO. In: DICIONÁRIO Michaelis. **Dicionário Brasileiro da Língua Portuguesa Michaelis**. 2015. Disponível em:

<<http://michaelis.uol.com.br/busca?id=e31dX>>. Acesso em: 06 Maio 2017.

RICHARDSON, G. et al. **Small satellite trends 2009-2013**. In: ANNUAL AIAA/USU CONFERENCE ON SMALL SATELLITES, 29., 2015, Logan - UT - Estados Unidos. **Proceedings...** American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2015. 10p.

RODRIGUEZ, J. E. O. **Processo de referência para o desenvolvimento da arquitetura de uma estação terrena para pico e nanosatélites**. 2016. 235 p.

IBI: <8JMKD3MGP3W34P/3LDAGLL>. (sid.inpe.br/mtc-

m21b/2016/03.25.23.54-TDI). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2016. Disponível

em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP3W34P/3LDAGLL>>.

ROSCOSMOS, SPACE.COM. **Baikonur Cosmodrome: Russian Launch Complex**. Space.com, 2012. Disponível em: <<http://www.space.com/33947-baikonur-cosmodrome.html>>. Acesso em: 07 Fevereiro 2017.

SAATY, T. L. **An eigenvalue allocation model for prioritization and planning**. Energy Management and Policy Center, University of Pennsylvania, 1972.

SAATY, T. L. A scaling method for priorities in hierarchical structures. **Journal of Mathematical Psychology**, v. 15, n. 3, p.234-281, Junho 1977. Disponível

em: <[http://dx.doi.org/10.1016/0022-2496\(77\)90033-5](http://dx.doi.org/10.1016/0022-2496(77)90033-5)>. Acesso em: 23

Outubro 2016.

SATÉLITE. In: DICIONÁRIO Michaelis. **Dicionário Brasileiro da Língua Portuguesa Michaelis**. 2015. Disponível em:

<<http://michaelis.uol.com.br/busca?r=0&f=0&t=0&palavra=sat%C3%A9lite>>.

Acesso em: 01 Maio 2017.

SELDING, P. B. SpaceX's new price chart illustrates performance cost of reusability. **spacenews.com**, 2016. Disponível em:

<<http://spacenews.com/spacexs-new-price-chart-illustrates-performance-cost-of-reusability/>>. Acesso em: 23 Outubro 2016.

SPACE COMPANY KOSMOTRAS. **Space Launch System DNEPR User's Guide**. 2. ed. Moscou: Kosmotras, 2001. Disponível em:

<<http://www.kosmotras.ru/upload/dneprlv.zip>>. Acesso em: 23 Outubro 2016.

SPACEX. **Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide**. Rev.2. ed.

Hawthorne: SpaceX, 2015. Disponível em:

<[http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon\\_9\\_users\\_guide\\_rev\\_2.0.pdf](http://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_9_users_guide_rev_2.0.pdf)>. Acesso em: 23 Outubro 2016.

SPANGELO, S. C. et al. Applying Model Based Systems Engineering (MBSE) to a Standard CubeSat. In: AEROSPACE CONFERENCE, 2012, Big Sky - MT – EUA. **Proceedings...** 2012. p. 20.

SPANGELO, S. et al. Applying Model-Based Systems Engineering (MBSE) to develop an executable model for the RAX CubeSat Mission. In: CubeSat SUMMER WORKSHOP, 2013., Logan – UT. **Proceedings...** California Polytechnic State University, 2013. p. 15.

SPARX SYSTEMS. **Characteristics of Good Requirements**.

sparxsystems.com. 2016. Disponível em:

<[http://www.sparxsystems.com/enterprise\\_architect\\_user\\_guide/12.1/requirements\\_engineering/characteristics\\_of\\_good\\_requirements.html](http://www.sparxsystems.com/enterprise_architect_user_guide/12.1/requirements_engineering/characteristics_of_good_requirements.html)>. Acesso em: 25 Dezembro 2016.

SPARX SYSTEMS. **Enterprise architect** - UML design tools and UML CASE tools for software development. sparxsystems.com. 2016. Disponível em:

<<http://www.sparxsystems.com/products/ea/>>. Enterprise Architect (System Engineering Edition).

SPROLES, N. **Establishing measures of effectiveness for command and control: a systems engineering perspective**. Salisbury: Defense Science & Technology Organization. 2001. 27p. (DSTO-GD-0278). AR-011-806.

STARSEM. **Soyuz user's manual**. Évry, France, 2001. 168p.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 7. ed. New York: John Wiley & Sons INC., v.1, 2000. ISBN: 0-471-32642-9.

SYSML.ORG. **SysML Open Source Specification Project**. sysml.org, 2003. Disponível em: <<http://sysml.org/>>. Acesso em: 19 Janeiro 2016.

TELEMETRIA. In: DICIONÁRIO Michaelis. **Dicionário Brasileiro da Língua Portuguesa Michaelis**. 2015. Disponível em: <<http://michaelis.uol.com.br/busca?r=0&f=0&t=0&palavra=telemetria>>. Acesso em: 20 Abril 2017.

U.S.DT/FHA. Systems Engineering for Intelligent Transportation Systems. **Image021.jpg**. fhwa.dot.gov, 2007. Disponível em: <<https://ops.fhwa.dot.gov/publications/seitsguide/section3.htm>>. Acesso em: 11 Abril 2017.

VERNÁCULO. In: DICIONÁRIO Michaelis. **Dicionário Brasileiro da Língua Portuguesa Michaelis**. 2015. Disponível em: <<http://michaelis.uol.com.br/busca?palavra=vern%C3%A1culo&r=0&f=0&t=0>>. Acesso em: 01 Maio 2017.

W. L. GORE & ASSOCIATES, INC. Aerospace Cables. **twisted-shielded - resource.jpg**. www.gore.com, 2016. Disponível em: <<https://www.gore.com/node/13561>>. Acesso em: 21 Fevereiro 2017.

WAGNER, J. An Implementation of the Analytic Hierarchy Process (AHP) on a large scale integrated launch vehicle avionics systems engineering architecture trade study. In: INCOSE INTERNATIONAL SYMPOSIUM, 1999, Brighton, UK. **Proceedings...** John Wiley & Sons, Ltd., 1999. p. 1157 - 1165.

WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. **Space Mission Analysis and Design**. 1. ed. El Segundo: Springer, 1991. ISBN 10: 0792309715. ISBN 13: 9780792309710.

WHAT-WHEN-HOW.COM. Precision orbit determination for earth observation systems. **tmp12402.jpg**. What-when-how.com, [2010]. Disponível em: <<http://what-when-how.com/space-science-and-technology/precision-orbit-determination-for-earth-observation-systems/>>. Acesso em: 11 Abril 2017.



WITTMANN, K.; HALLMANN, W.; HANOWSKI, N. Introduction. In: LEY, W.; WITTMANN, K.; HALLMANN, W. **Handbook of Space Technology**. 1. ed. Chichester: John Wiley & Sons Ltd., v.1, 2009. Cap. 1, p. 25-30. ISBN: 978-0-470-69739-9.



## GLOSSÁRIO

Alínea: “2. Subdivisão de artigo de lei ou regulamento; parágrafo. ”  
(EDITORA MELHORAMENTOS LTDA., 2015)

Aviônico refere-se a um equipamento ou a um sistema eletrônico de uso aeronáutico e / ou aeroespacial e/ ou espacial.

Coifa: é uma estrutura que cobre o volume a ser ocupado pela carga útil, ou envelope da carga útil, em um veículo lançador. Esta estrutura tem as funções de proteger a carga útil dos efeitos que acontecem em virtude do arrasto do ar e da diminuição deste arrasto.

Confiabilidade: probabilidade de um sistema cumprir sua missão, ou de um equipamento executar suas funções em um determinado instante de tempo.

CubeSat: refere-se ao padrão de nano/pico satélites ou a um satélite que segue este padrão CubeSat.

Doppler: efeito no qual uma onda muda de frequência quando incide em um objeto em movimento; dá-se o mesmo nome a um método que utiliza este efeito para calcular velocidade por meio de ondas eletromagnéticas (radar).

Efetividade: “2. Capacidade de concretizar-se em efeitos reais. ”  
(EDITORA MELHORAMENTOS LTDA., 2015)

Envelope: em um contexto de definição de interface entre o satélite e o veículo lançador, é o volume que o satélite pode ocupar debaixo da coifa de um veículo lançador.

Extraorbital: voo no qual um objeto sai da influência gravitacional de outro corpo celeste, no qual se deu a origem do voo.

Foguete: tipo de propulsão que se baseia na terceira lei de Newton, onde gases são acelerados e expelidos de uma câmara de combustão, para que, se obtenha, como efeito, a aceleração de um corpo, que abriga esta

câmara de combustão. Pode, ainda, se referir a veículos que utilizam motores com este tipo de propulsão.

Frequência Central: em um sinal composto por uma soma de diversos sinais com frequências diferentes; a frequência central é a média geométrica entre a frequência do sinal de maior frequência e a frequência do sinal de menor frequência dentre os sinais que compõem tal soma.

Kepleriana: órbita kepleriana é o nome dado às órbitas que seguem o modelo matemático proposto por Johannes Kepler.

Macro: neste trabalho, refere-se a uma observação do todo ou a um algoritmo programado dentro do software MS Excel.

Modelo: “aproximação, representação ou idealização de aspectos selecionados da estrutura, do comportamento, da operação ou de outras características de um processo, conceito ou sistema do mundo real” (IEEE, 1990) em tradução livre.

Órbita: trajetória onde um corpo celeste circula ao redor de outro, sob a influência da gravidade deste outro.

Orbital: voo orbital é um voo no qual um objeto segue uma trajetória tal, que entra em órbita em relação a outro corpo celeste.

PicoSAT: refere-se ao padrão de pico satélites ou a um satélite que segue este padrão PicoSAT.

Pinagem: a descrição e o arranjo de sinais elétricos em pinos nomeados de um conector.

Propulsão “1. Ato ou efeito de propulsionar”, (EDITORA MELHORAMENTOS LTDA., 2015). Impressão de aceleração a um corpo.

Quase estático: fenômeno com pouca variação no tempo. Geralmente, usa-se este termo para se referir a acelerações com frequência muito baixa, oriundas de movimentos de translação e rotação.

Radiofrequência: radiação eletromagnética na faixa de radiofrequência, geralmente chamada apenas de radiofrequência, ou ainda, RF. Corresponde a todo o conjunto de ondas eletromagnéticas com frequência na faixa de 30Hz a 300GHz (BEASLEY e MILLER, 2013).

*"Range-rate"*: método utilizado para se medir velocidade de satélites.

Requisito "Declaração que identifica uma característica ou restrição de um sistema, produto ou processo, que é não ambíguo, claro, único, consistente, não agrupado, verificável e é considerado necessário para a aceitabilidade do *'stakeholder'*", em tradução livre (INCOSE, 2010).

Satélite: "1. Corpo celeste em órbita que gravita em torno de outro, considerado principal; secundário" (EDITORA MELHORAMENTOS LTDA., 2015)

Sistema: a palavra sistema tem a origem na palavra grega *sýstema*, que significa aquilo que permanece junto. (HARPER, 2011). "Um sistema é uma construção ou coleção de diferentes elementos que juntos produzem resultados não obtidos elementos sozinhos. Os elementos, ou partes, podem incluir pessoas, hardware, software, instalações, políticas e documentos; ou seja, todas as coisas necessárias para produzir resultados em nível de sistemas. Os resultados incluem qualidades, propriedades, características, funções, comportamento e desempenho em nível de sistema. O valor agregado pelo sistema como um todo, além do que é contribuído independentemente pelas partes, é criado principalmente pela relação entre as partes; ou seja, como elas estão interligadas." (INCOSE, 2015) em tradução livre.

*"Stakeholder"* "um indivíduo ou organização tendo direito, quota, pretensão, ou interesse em um sistema ou em na posse de características que atendam às suas necessidades e expectativas" (ISO/IEC/IEEE, 2015) em tradução livre.

Suborbital: voo no qual um objeto atinge o espaço, porém, não entra em órbita.

SysML: nome de uma linguagem de modelagem de sistemas. Trata-se da abreviação do termo de língua inglesa: “*System Modeling Language*”, que significa “linguagem de modelagem de sistema”.

Terminação de voo: uso de equipamentos para destruir um foguete, míssil, ou outro artefato por meio de um comando remoto, utilizando-se ondas eletromagnéticas.

Telemetria: “Uso de equipamentos especiais para fazer medições de temperatura, velocidade, pressão, umidade etc., cujos resultados são transmitidos a uma estação distante, onde são armazenados e analisados.” definição de (EDITORA MELHORAMENTOS LTDA., 2015) para telemetria.

TubeSAT: refere-se ao padrão de nano/pico satélites ou a um satélite que segue o este padrão TubeSAT.

"V": dentro do contexto de Engenharia de Sistemas, é um modelo de processo de desenvolvimento de sistemas.

Verificação: “conjunto de atividades que comparam um sistema ou elemento de um sistema com características requeridas. A verificação inclui, mas não é limitada a requisitos específicos, descrição de projeto e o sistema em si” (ISO/IEC/IEEE, 2015) em tradução livre.

Vernácula: “O idioma típico de um país ou de uma região” (EDITORA MELHORAMENTOS LTDA., 2015)

## **APÊNDICE A – CLASSIFICAÇÃO DOS SATÉLITES QUANTO À SUA ÁREA DE ATUAÇÃO E QUANTO À SUA MASSA**

Neste apêndice são apresentadas duas das classificações dos satélites: (1) quanto à sua área de atuação e (2) quanto à sua massa.

### **A.1.CLASSIFICAÇÃO QUANTO À AREA DE ATUAÇÃO**

Segundo Wittmann *et al* (2009), uma missão espacial pode ser classificada, quanto à sua área de atuação, em: (1) observação terrestre, (2) observação do clima terrestre, (3) teste tecnológico, (4) pesquisa fundamental, (5) comunicação, (6) navegação, (7) missões militares, (8) exploração planetária e (9) voo espacial humano. As missões cujas áreas de atuação são aplicadas a satélites excluem exploração planetária e voo espacial humano. Estas duas áreas de atuação não são parte do escopo deste trabalho.

#### **A.1.1.OBSERVAÇÃO TERRESTRE**

As missões de observação terrestre consistem em artefatos espaciais orbitando a Terra, ou seja, satélites equipados com sensores diversos (câmeras, sensores infravermelho, radio-altímetro, etc.) para aquisição de dados Terrestres, tais como, ocupação territorial, relevo, desmatamento de florestas, campo magnético terrestre, dentre outros.

#### **A.1.2.OBSERVAÇÃO DO CLIMA TERRESTRE**

As missões de observação do clima terrestre consistem em satélites equipados com sensores diversos (câmeras, sensores infravermelho, radio-altímetro, etc.) para aquisição de dados Terrestres relacionados ao clima, com o objetivo de registro e tentativa de previsão do tempo.

#### **A.1.3.TESTE TECNOLÓGICO**

As missões de teste tecnológico consistem em artefatos espaciais orbitando ou não a Terra, de modo a testar determinada técnica ou tecnologia em ambiente espacial.

#### **A.1.4.PESQUISA FUNDAMENTAL**

As missões de pesquisa fundamental consistem em artefatos espaciais, orbitando ou não a Terra, de modo a realizar determinado experimento ou observação em ambiente espacial.

#### **A.1.5.COMUNICAÇÃO**

As missões de comunicação consistem em satélites que possibilitam a transmissão de sinais de rádio entre pontos geograficamente distantes.

#### **A.1.6.MISSÕES MILITARES**

As missões militares consistem em satélites com aplicações em diversas áreas, como, por exemplo, comunicação, navegação, observação terrestre, teste tecnológico e observação do clima terrestre; nos quais os dados obtidos e transmitidos devem ser codificados e protegidos, de modo a evitar sua obtenção por terceiros e/ou interferência. (WITTMANN *et al*, 2009)

#### **A.1.7.NAVEGAÇÃO**

As missões de navegação consistem em artefatos espaciais orbitando a Terra, ou seja, satélites atuando em conjunto (constelações), de forma a prover serviços de localização e navegação de artefatos e pessoas.

#### **A.1.8.EXPLORAÇÃO PLANETÁRIA**

As missões de exploração planetária consistem em artefatos espaciais que se deslocam até outros corpos celestes, de modo a obter dados destes, não sendo aplicadas a satélites; e, portanto, não fazem parte do escopo deste trabalho.

#### **A.1.9.VOO ESPACIAL HUMANO**

As missões de voo espacial humano são missões nas quais um artefato espacial, que orbita (estação espacial) ou não (espaçonave) a Terra é tripulado. Estas missões não são aplicadas a satélites, razão pela qual também não integrarão este trabalho.



## A.2.CLASSIFICAÇÃO QUANTO À MASSA

Além da classificação de um satélite pelo tipo de missão, a outra forma comum de se classificar os satélites se dá por meio de sua massa.

A massa de um satélite e a órbita de operação definem a quantidade de energia que é necessária para o seu lançamento; e, por consequência, o porte do veículo lançador a ser empregado.

A Tabela A. 1 mostra a classificação de satélites quanto à sua massa.

**Tabela A. 1 Classes de Satélites por Massa**

<b>Classe de Satélite</b>	<b>Faixa de Massa</b>
Femtosatélite	10g a 100g
Picosatélite	100g a 1kg
Nanosatélite	1kg a 10kg
Microsatélite	10kg a 100kg
Minisatélite	100kg a 500kg
Satélite médio	500kg a 1000kg
Satélite grande	> 1000kg

Fonte: Konecny (2004)

Com o advento da miniaturização de subsistemas embarcados em satélites, principalmente os eletrônicos, é possível de se desenvolver satélites pequenos que possam “pegar carona” em lançamentos de satélites maiores, aproveitando os espaços vazios sob a coifa do lançador.

Nanosatélites e picosatélites são utilizados como um meio barato de acesso ao espaço para experimentos científicos e tecnológicos, bem como para aplicações simples. Tais satélites têm sido utilizados como um meio para fazer

experiências de baixa gravidade em ambiente espacial por longos períodos em diversas áreas, que vão desde a investigação científica até o desenvolvimento tecnológico.

Para a diminuição do custo, da complexidade e dos esforços de qualificação destes satélites, estão surgindo alguns padrões de pico e nanosatélites, tais como: TubeSAT, PicoSAT e, o mais comum, CubeSat.

O CubeSat é um padrão criado pela Universidade Politécnica da Califórnia e pela Universidade de Stanford. Satélites, construído em unidades múltiplas de 1U. Uma unidade 1U é um cubo de 10x10x10cm com uma massa aproximada de 1,3kg (CALPOLY, 2014). O tempo de desenvolvimento do CubeSat é estimado entre 1,6 a 1,7 anos, para as organizações comerciais e militares e 3.8 anos para universidades. (RICARDSON *et al*, 2015).

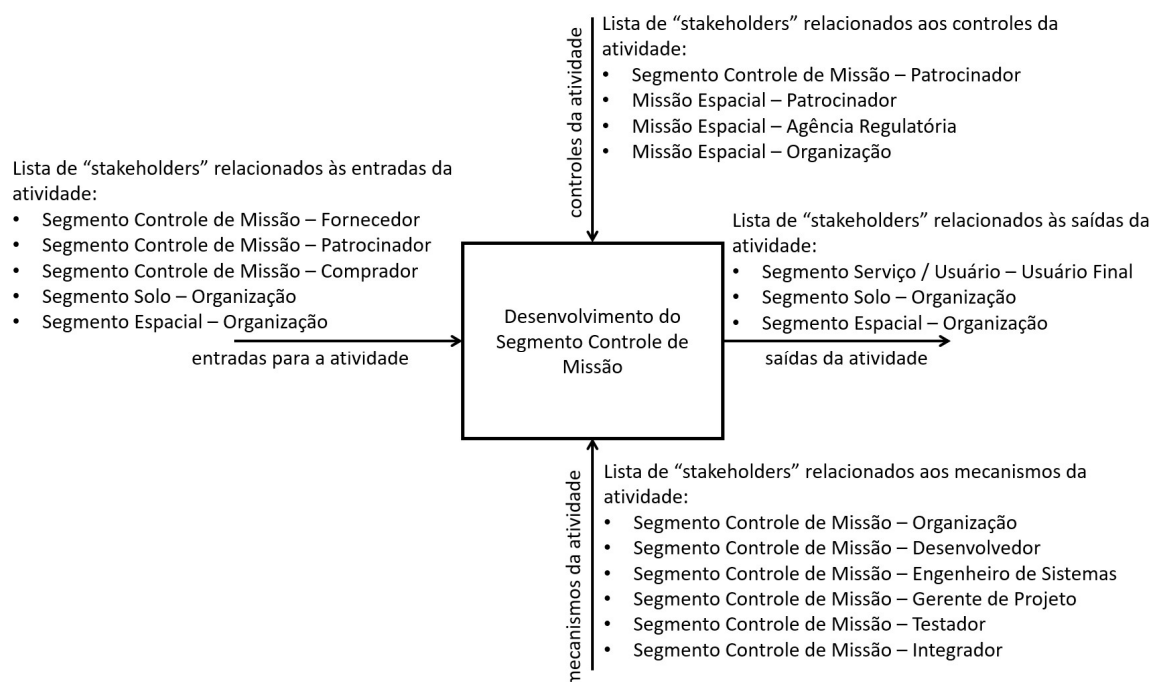
Micro, nano e pico satélites estão se tornando mais importantes para o mercado espacial. A SpaceWorks Enterprises, Inc., uma empresa de engenharia e consultoria aeroespacial, espera que entre 2014 a 2020 um número de 2000 a 2750 satélites de 1kg a 50kg sejam lançados (BUCHEN e DE PASQUALE, 2014).

## APÊNDICE B – APLICAÇÃO DO MÉTODO IDEF0 PARA OBTENÇÃO DOS STAKEHOLDERS AOS DEMAIS SEGMENTOS DE MISSÃO ESPACIAL

Neste apêndice é apresentada a aplicação do método IDEF0 conforme exposto no Item 4.2 desta dissertação, estendido aos demais segmentos de missão, que não foram apresentados no referido item 4.2.

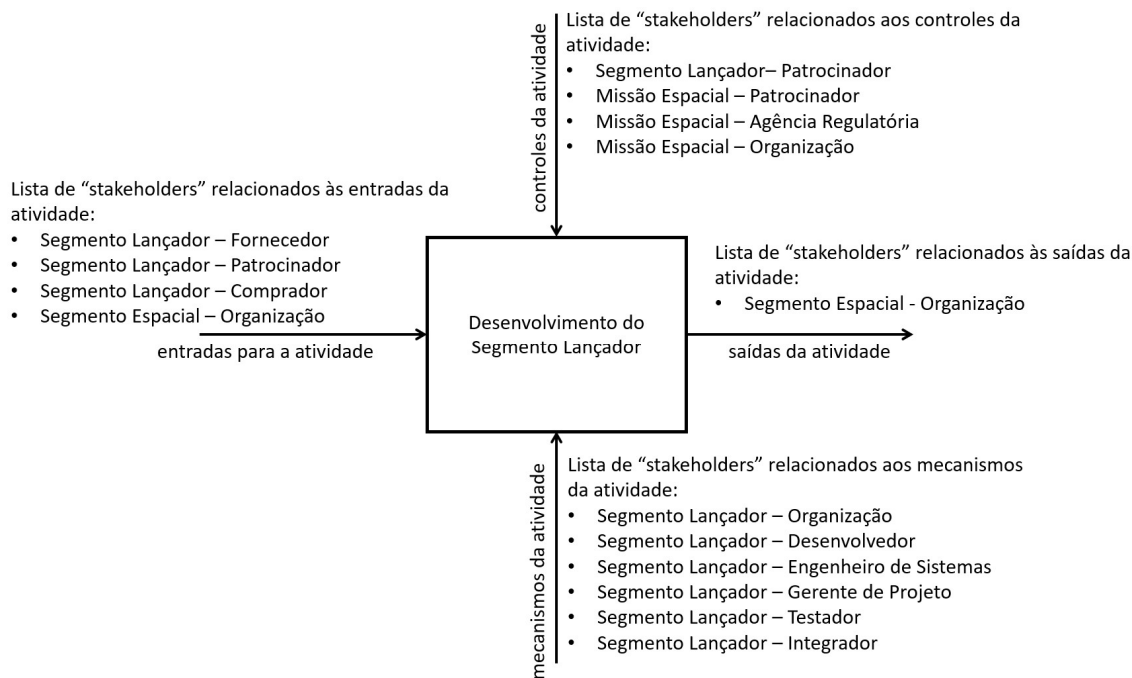
Os resultados da aplicação do método IDEF0 para os segmentos: controle de missão, lançador, solo e serviço/usuário estão apresentados nas figuras: Figura B.1, Figura B.2, Figura B.3 e Figura B.4 respectivamente.

Figura B.1 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do segmento controle de missão.



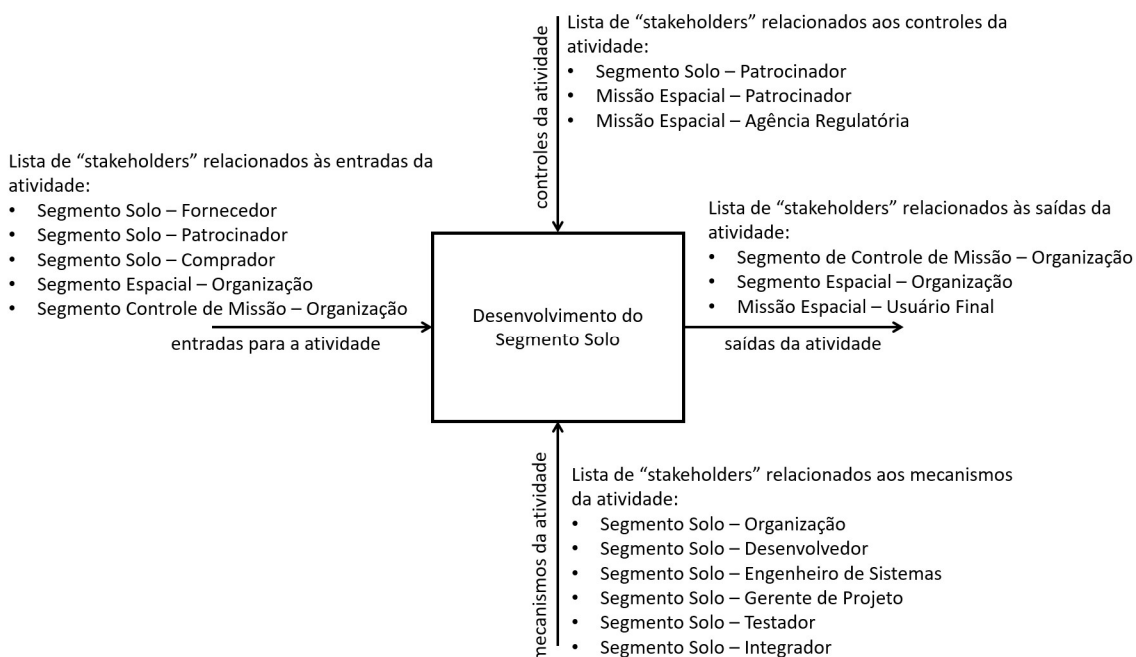
Fonte: Produção do autor

Figura B.2 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do segmento lançador.



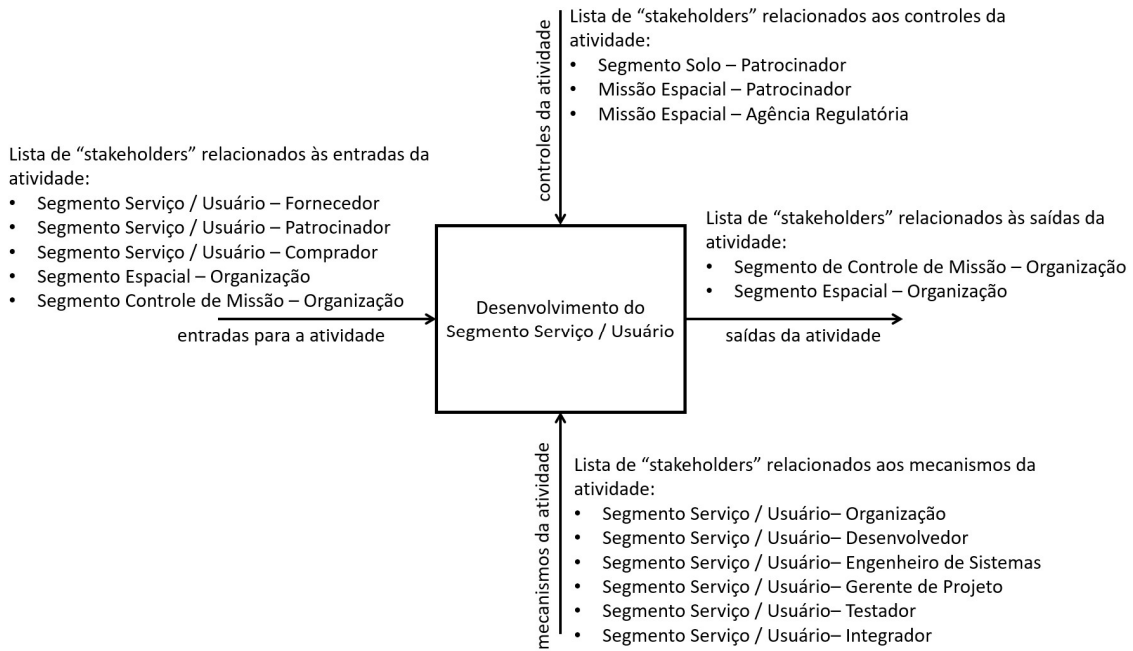
Fonte: Produção do autor

Figura B.3 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do segmento solo.



Fonte: Produção do autor

Figura B.4 Resultado da aplicação do IDEF0 de modo a encontrar “stakeholders” do serviço/usuário.



Fonte: Produção do autor



## **APÊNDICE C – ESTUDO DE CASO – MODELO EM SYSML DA ANÁLISE DE “STAKEHOLDERS” E REQUISITOS DE MISSÃO - COMPLEMENTO**

Neste apêndice são apresentados os diagramas complementares do estudo de caso exposto no item 5.1.

Este estudo de caso mostra o documento “Nanosatélite AESP14: análise de *“stakeholders”* e requisitos de missão” (CARRERA et al., 2014) modelado em SysML, aplicando os conceitos propostos no MRISVL.

### **C.1. PRINCIPAIS “STAKEHOLDERS” E SUAS EXPECTATIVAS**

Neste item são apresentados os diagramas com os *“stakeholders”* listados no documento e suas expectativas.

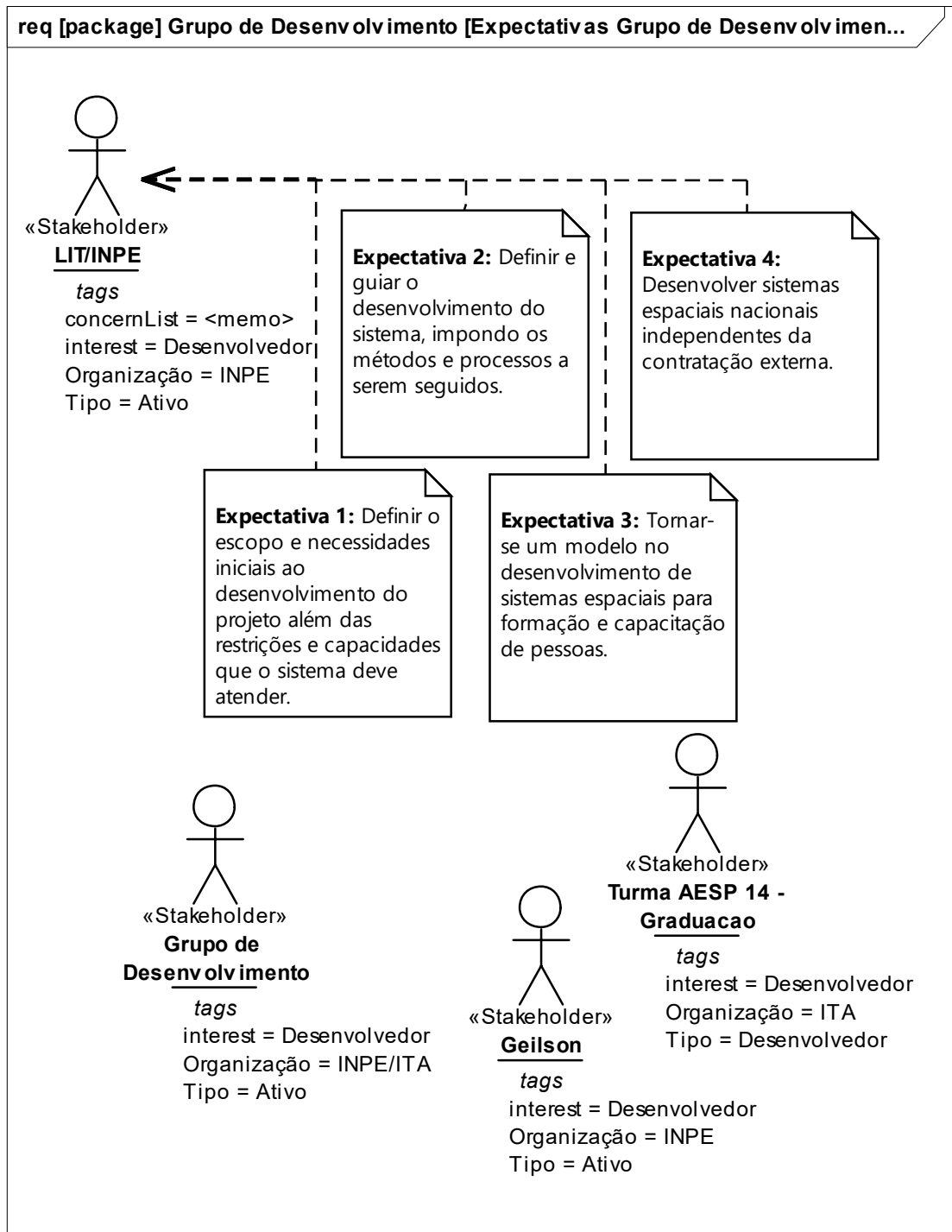
No texto principal desta dissertação já foi apresentado, na Figura 5.3, os *“stakeholders”* e expectativas da categoria “acadêmicos”.

Na Figura C. 1 são apresentados os *“stakeholders”* da categoria “grupo de desenvolvimento” e suas expectativas. É possível notar que alguns *“stakeholders”* não têm suas expectativas listadas.

Nas Figura C. 2, Figura C. 3, Figura C. 4, Figura C. 5 e Figura C. 6 são apresentados os *“stakeholders”* das categorias: acadêmicos, patrocinadores, organizações de infraestrutura, comercial/industrial, público e radioamadores respectivamente bem como suas expectativas.

Os *“stakeholders”* da categoria instituições governamentais aparecem de forma implícita no documento. Eles foram modelados, entretanto não foram atribuídas expectativas a estes *“stakeholders”*. A Figura B. 7 mostra estes *“stakeholders”*.

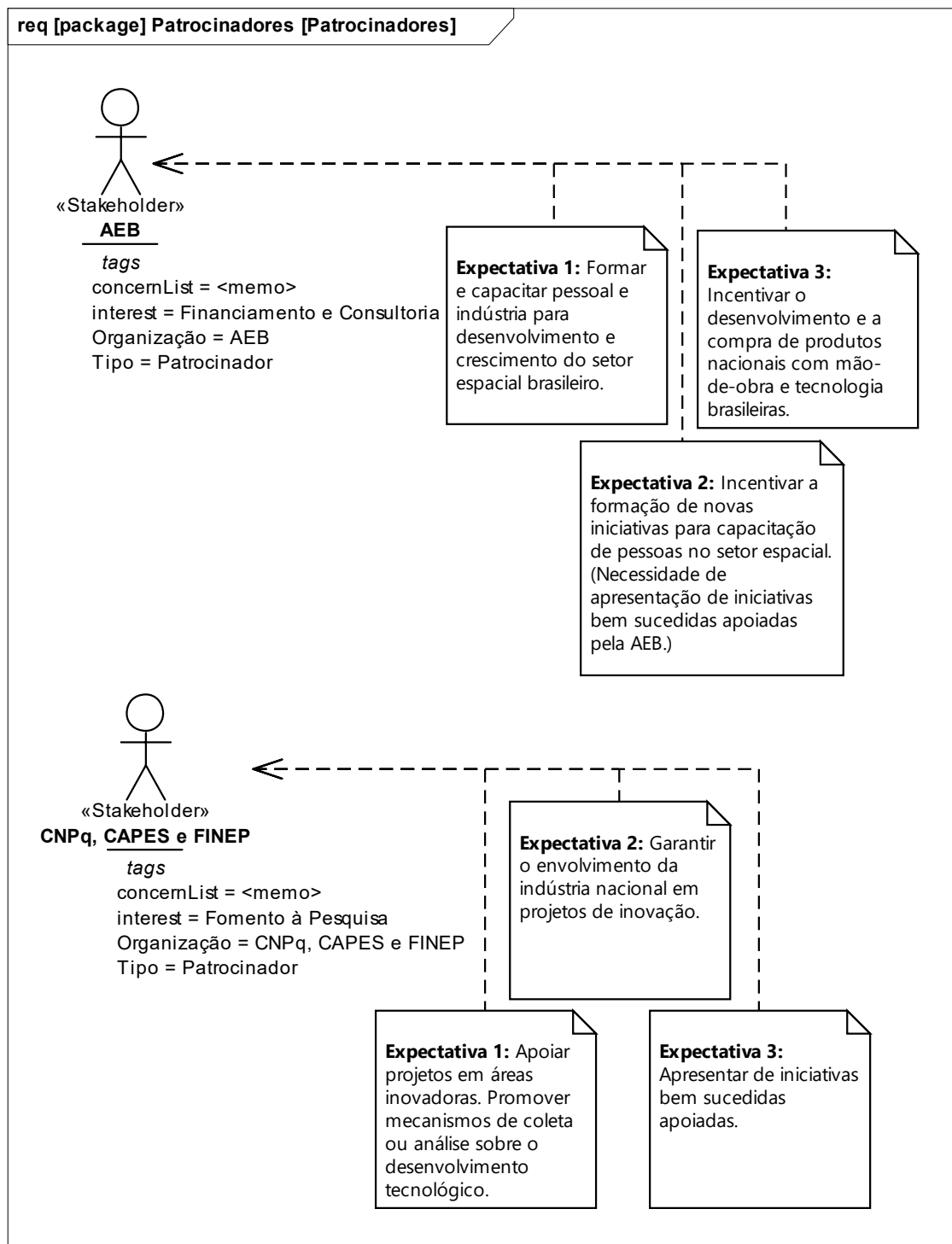
Figura C. 1 “stakeholders” grupo de desenvolvimento e suas expectativas



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

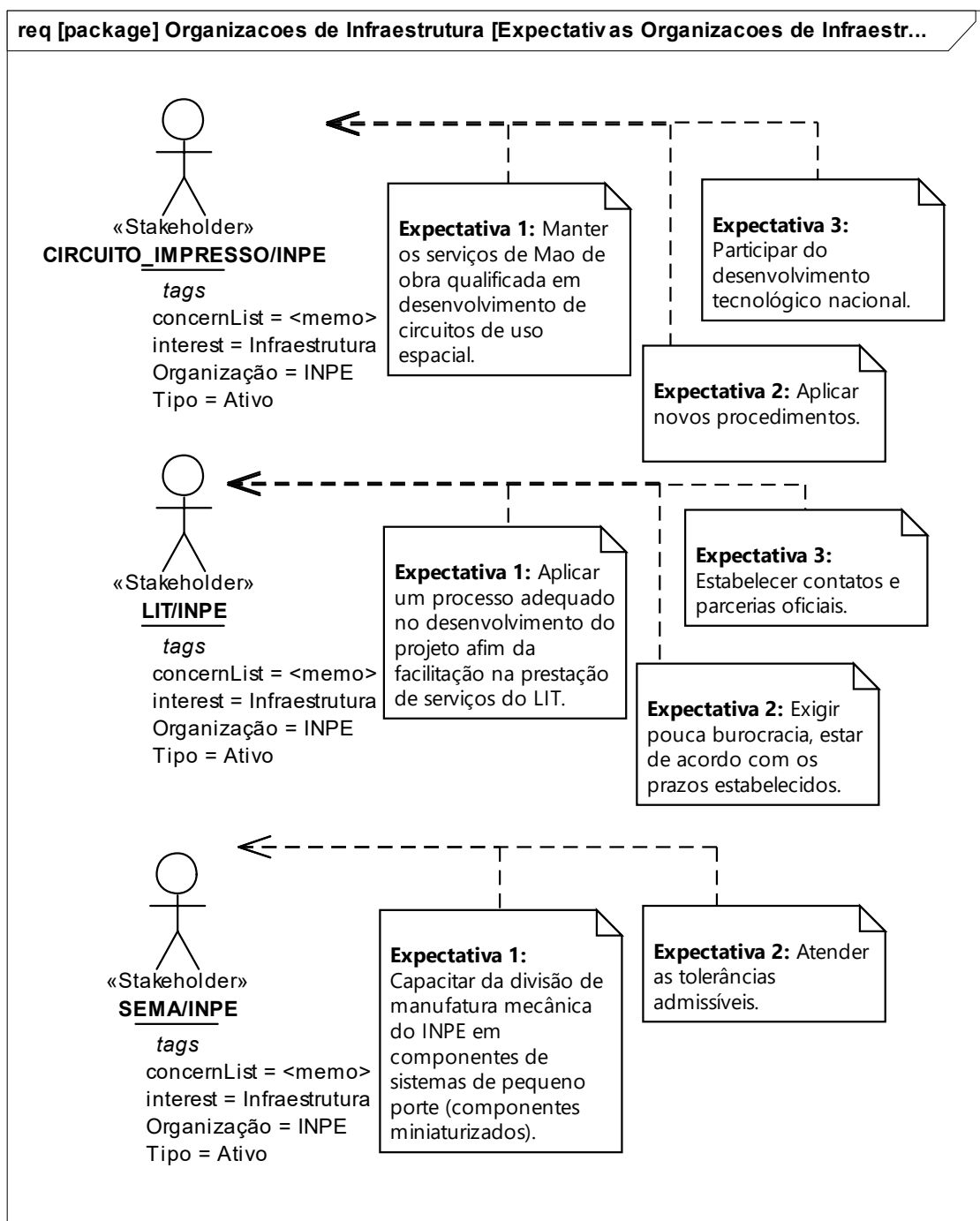


Figura C. 2 “stakeholders” patrocinadores e suas expectativas



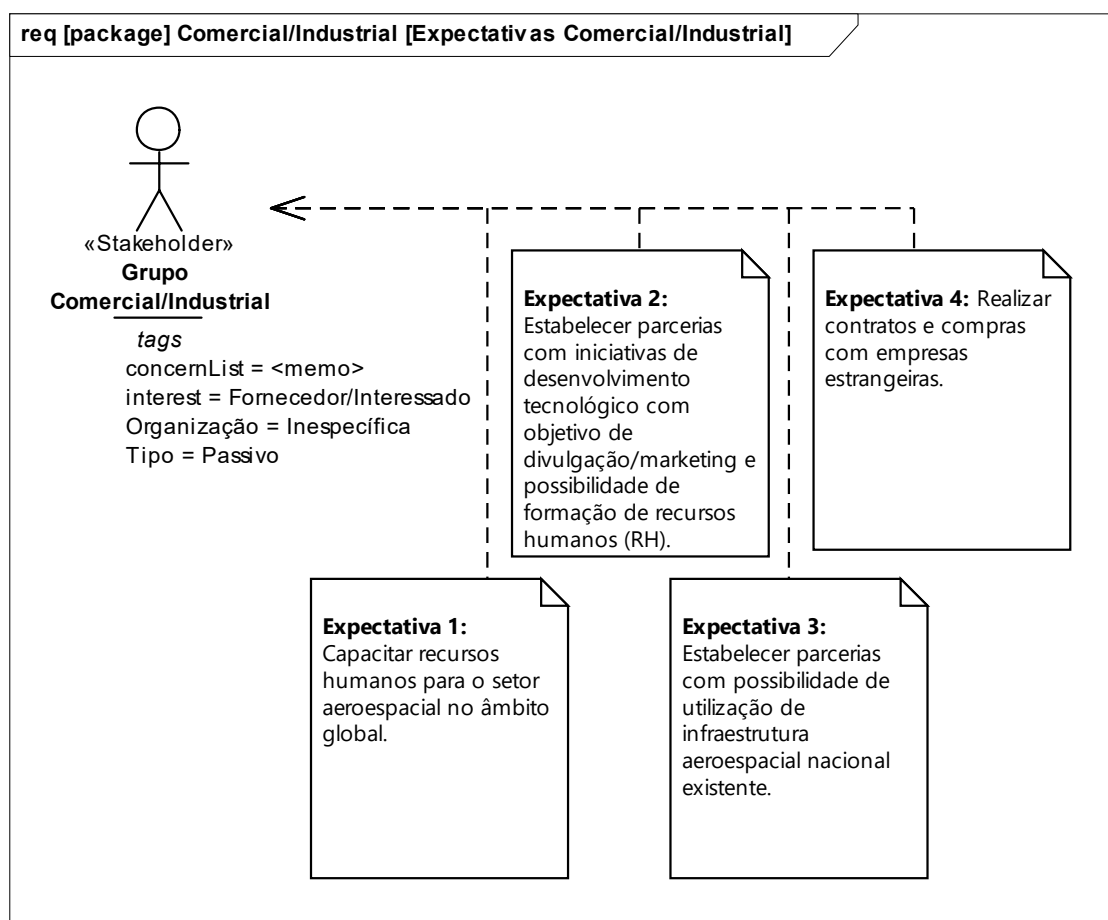
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 3 “stakeholders” organizações de infraestrutura e suas expectativas



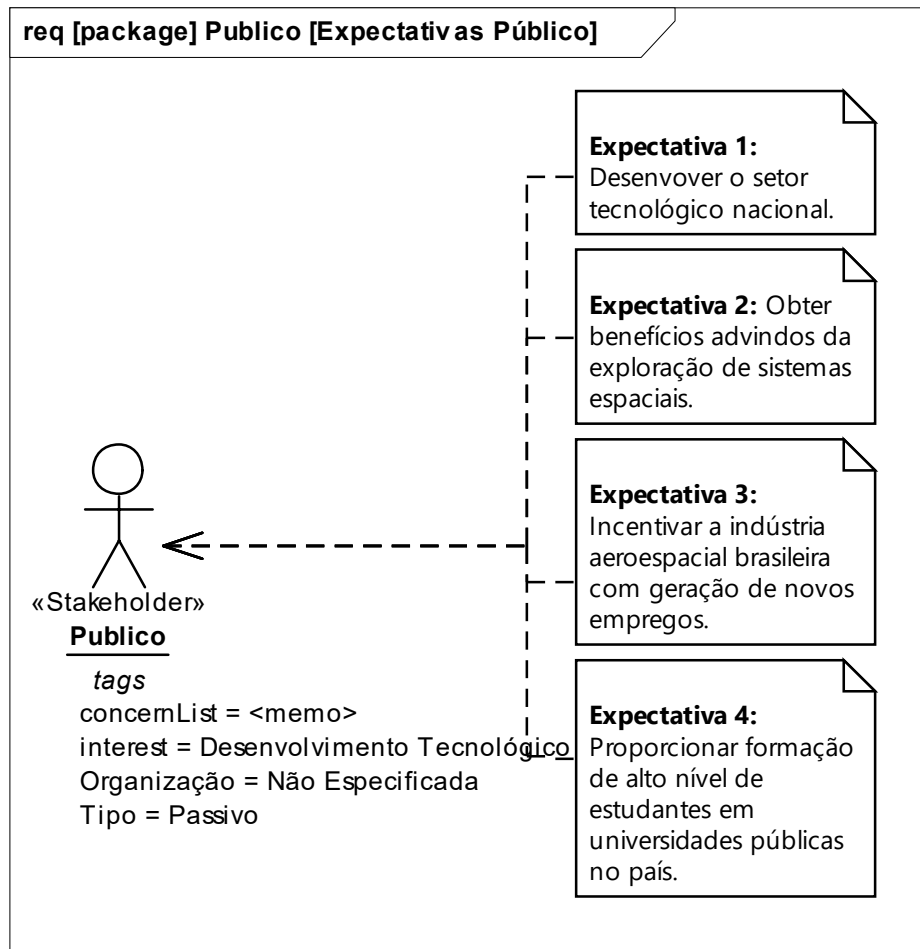
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 4 “stakeholders” comercial/industrial e suas expectativas



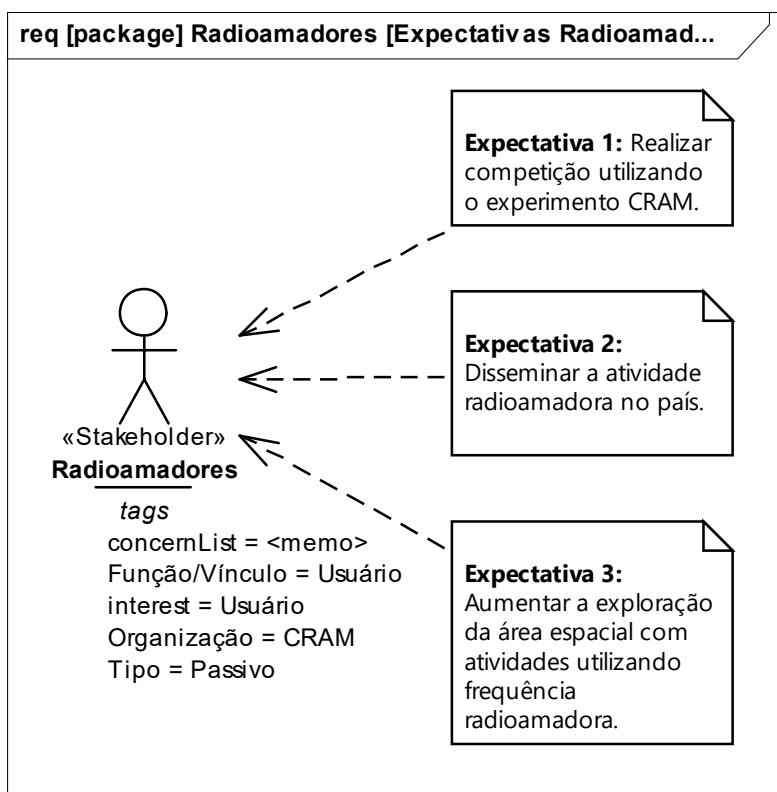
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 5 “stakeholder” publico e suas expectativas



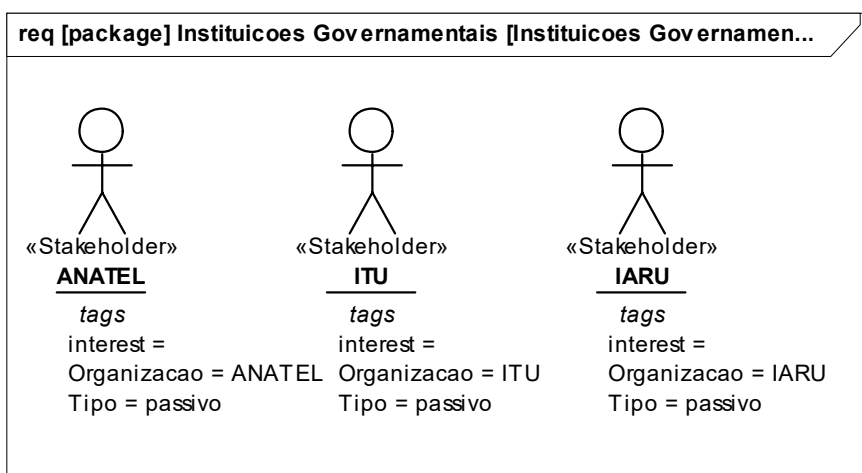
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 6 “stakeholder” radioamadores e suas expectativas



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura B. 7 “stakeholders” instituições governamentais



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

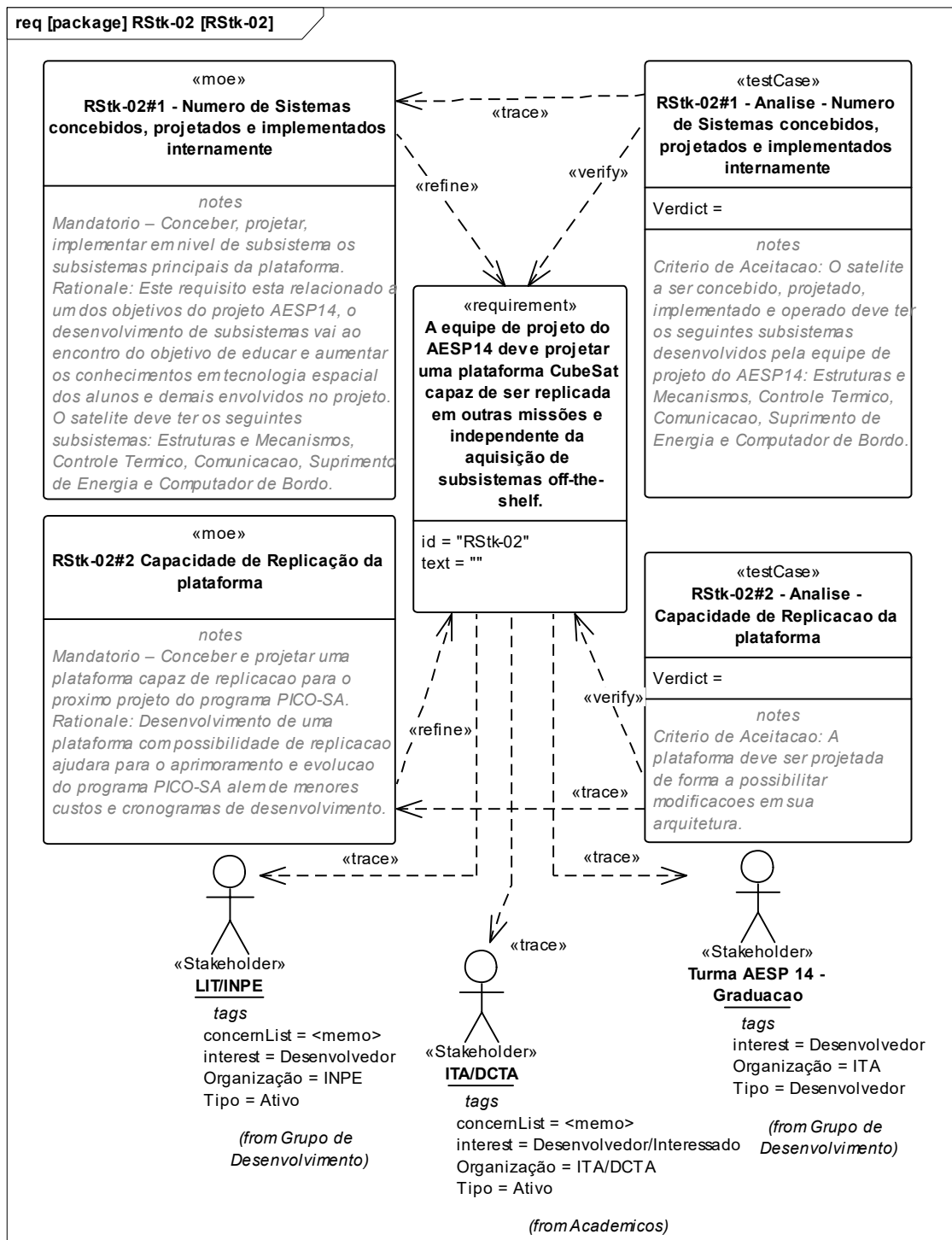
## **C.2. REQUISITOS DE “STAKEHOLDER”**

Neste item são apresentados os diagramas com os requisitos de “*stakeholder*” listados no documento.

No texto principal desta dissertação já foi apresentado, na Figura 5.4, o requisito de “*stakeholder*” RStk-01.

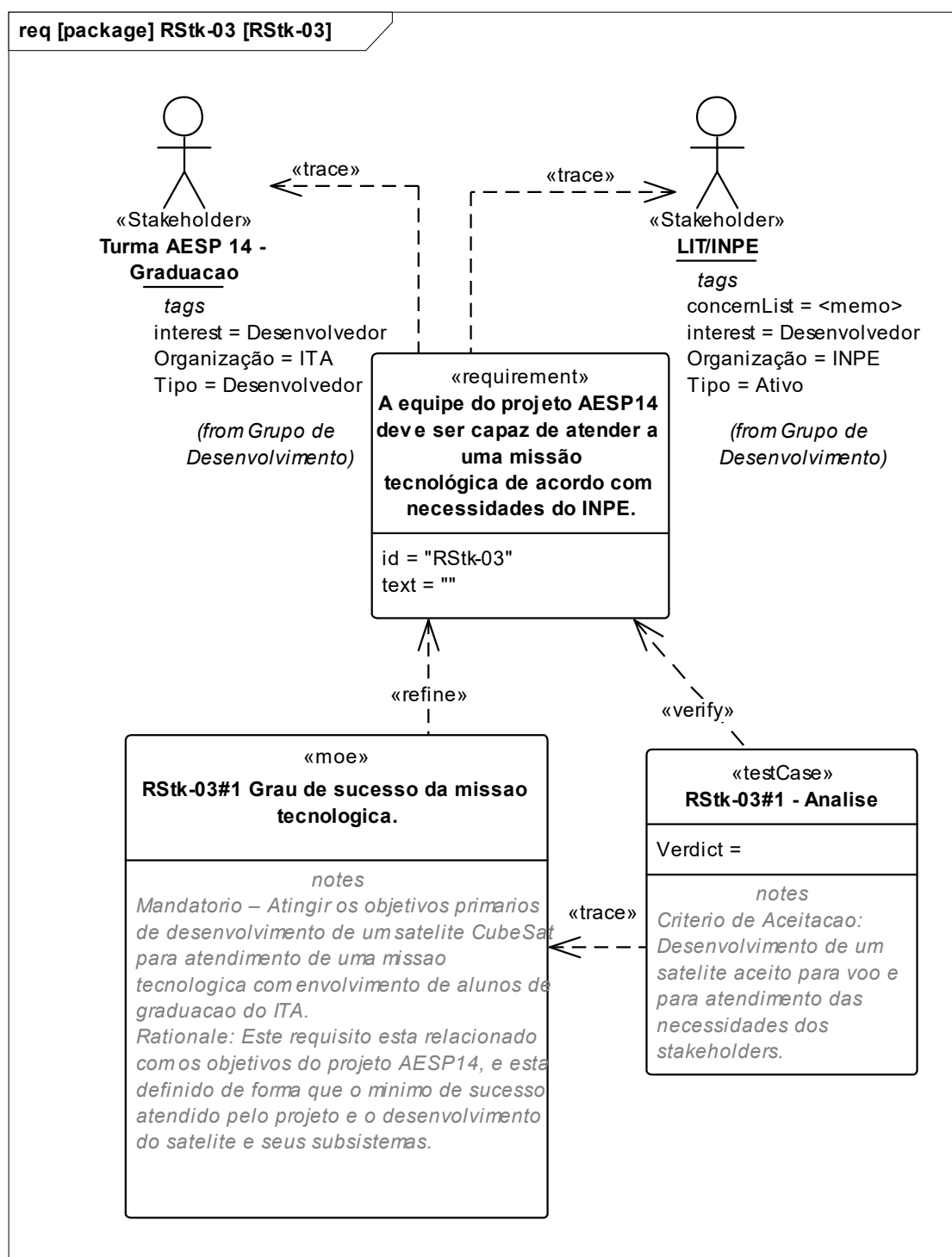
Nas Figura C. 8, Figura C. 9, Figura C. 10, Figura C. 11, Figura C. 12 e Figura C. 13 são apresentados os requisitos de “*stakeholder*”: RStk-02, RStk-03, RStk-04, RStk-05, RStk-06 e RStk-07 respectivamente.

Figura C. 8 Requisito de “stakeholder” RStk-02 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

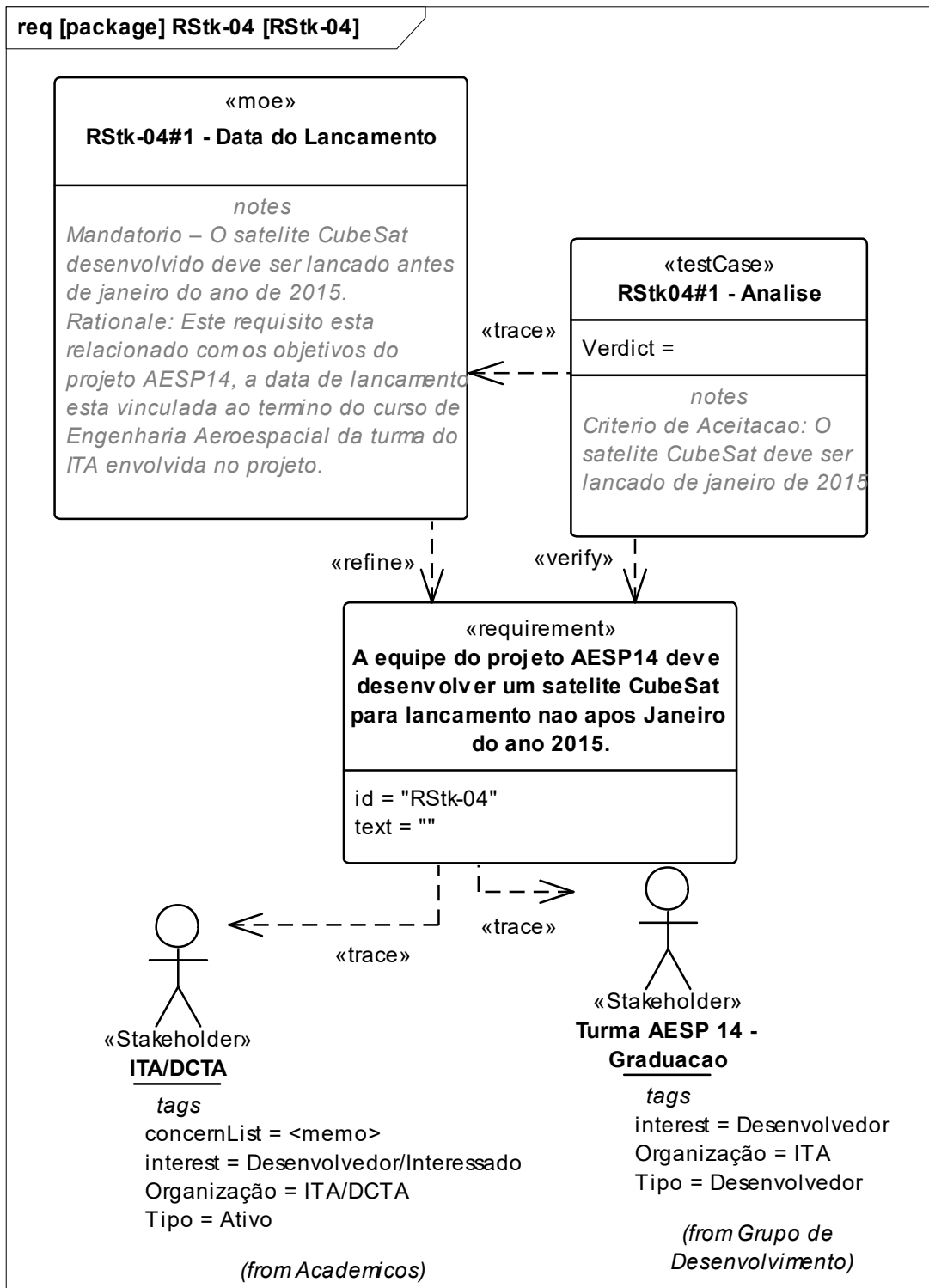
Figura C. 9 Requisito de “stakeholder” RStk-03 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

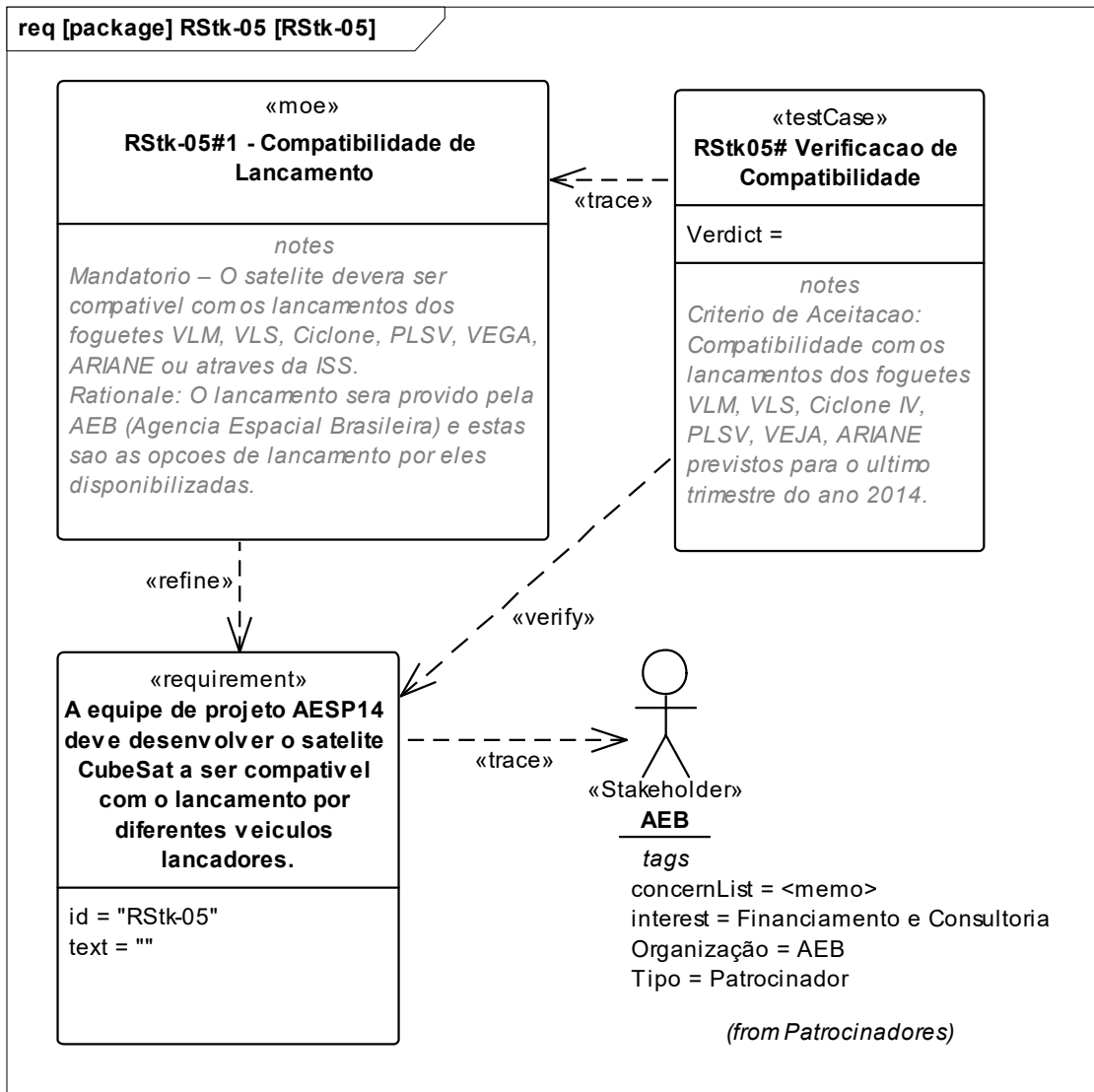


Figura C. 10 Requisito de “stakeholder” RStk-04 do projeto AESP14



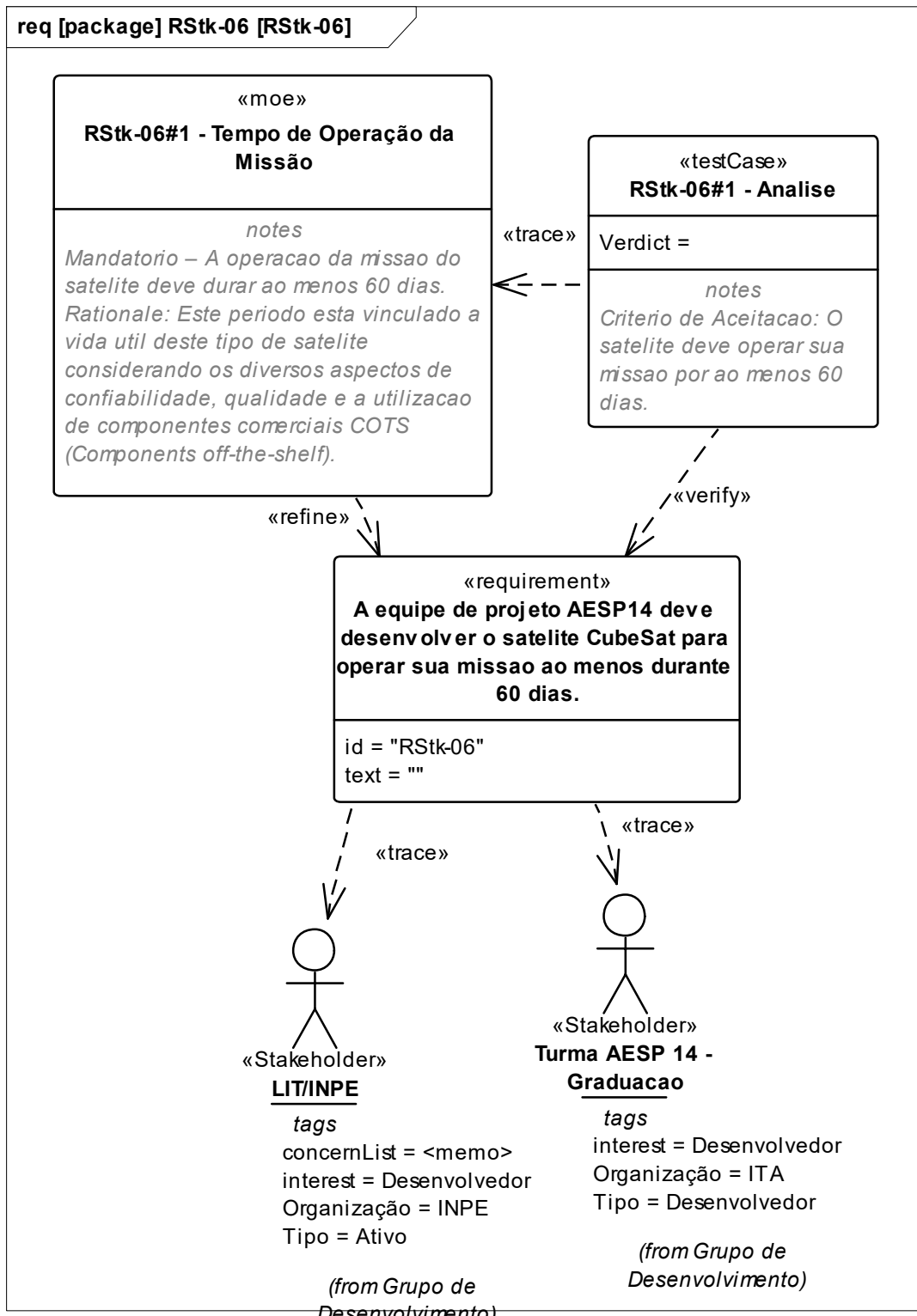
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 11 Requisito de “stakeholder” RStk-05 do projeto AESP14



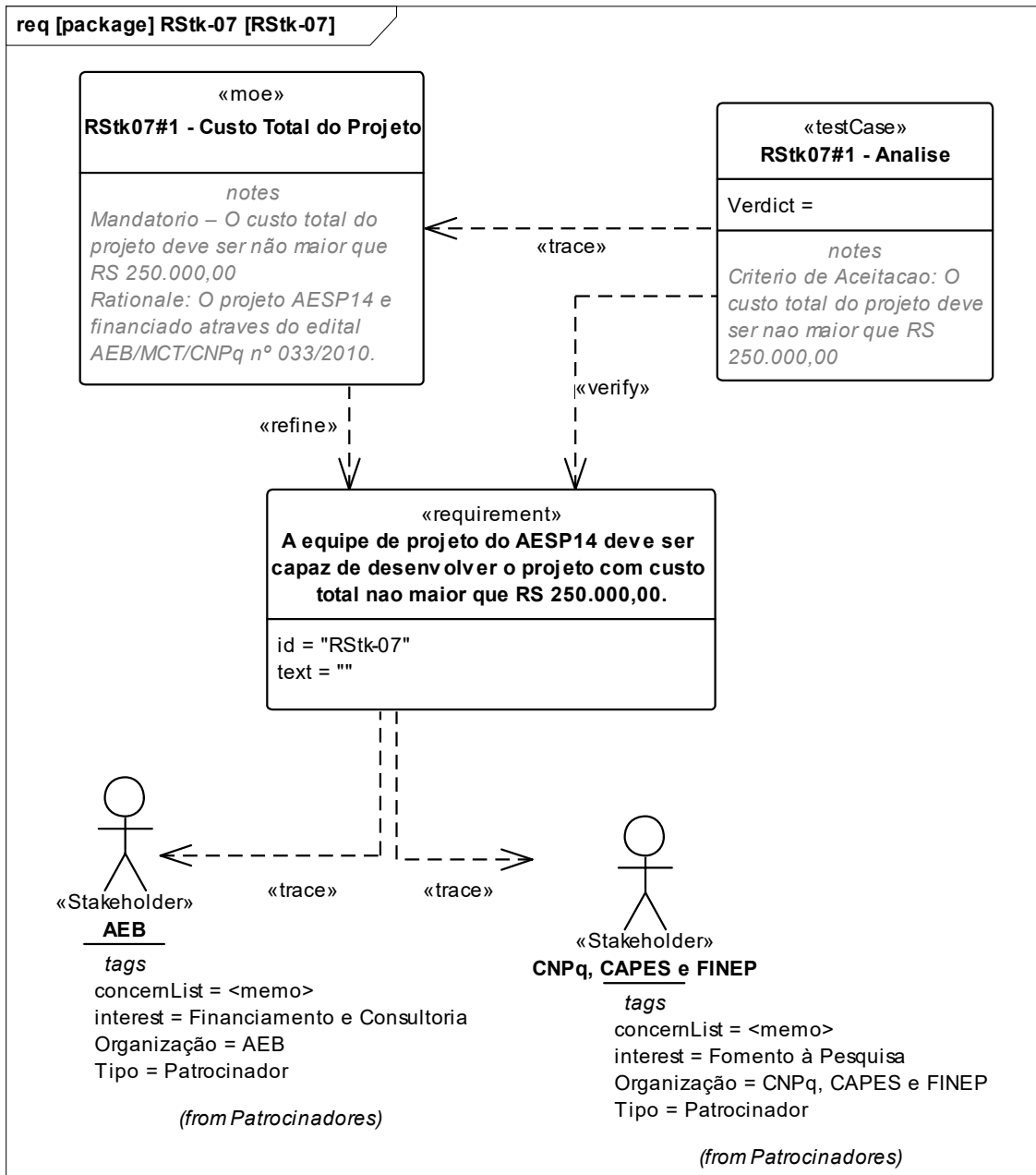
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 12 Requisito de “stakeholder” RStk-06 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 13 Requisito de “stakeholder” RStk-07 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

### **C.3. REQUISITOS DE MISSÃO E PROJETO**

Neste item são apresentados os diagramas com os requisitos de missão e projeto listados no documento.

No texto principal desta dissertação já foram apresentados, nas Figura 5.7 e Figura 5.8, o requisito de missão 1.01.001 e o requisito de projeto 1.05.004, respectivamente.

Nas Figura C. 14, Figura C. 15, Figura C. 16, Figura C. 17, Figura C. 18 e Figura C. 19 são apresentados os requisitos de missão: 1.02.001, 1.02.002, 1.03.001, 1.03.002, 1.04.001 e 1.04.002, respectivamente.

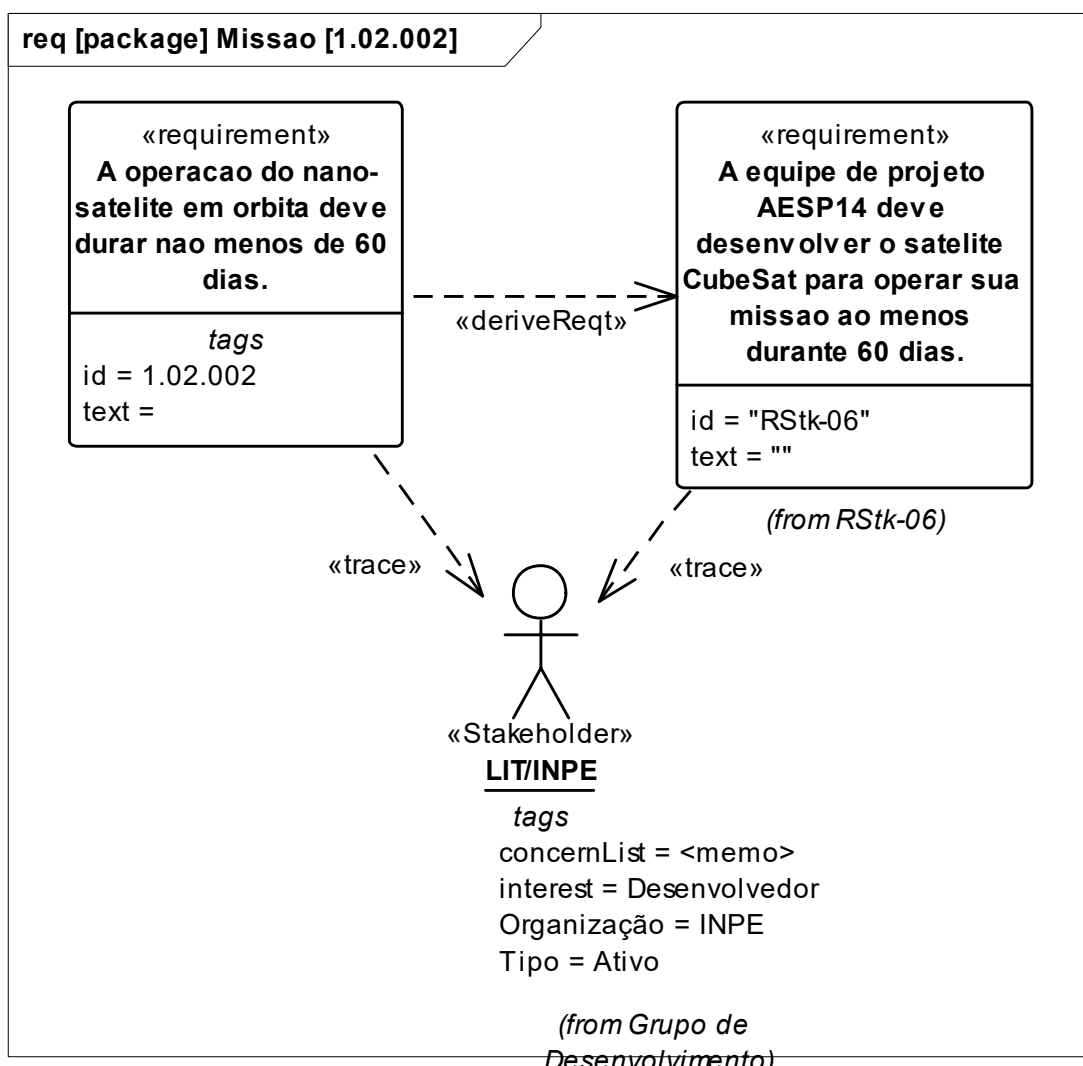
Nas Figura C. 20, Figura C. 21, Figura C. 22, Figura C. 23, Figura C. 24 e Figura C. 25 são apresentados os requisitos de missão: 1.05.001, 1.05.002, 1.05.003, 1.05.005, 1.05.006 e 1.05.007, respectivamente.

Figura C. 14 Requisito de missão 1.02.001 do projeto AESP14



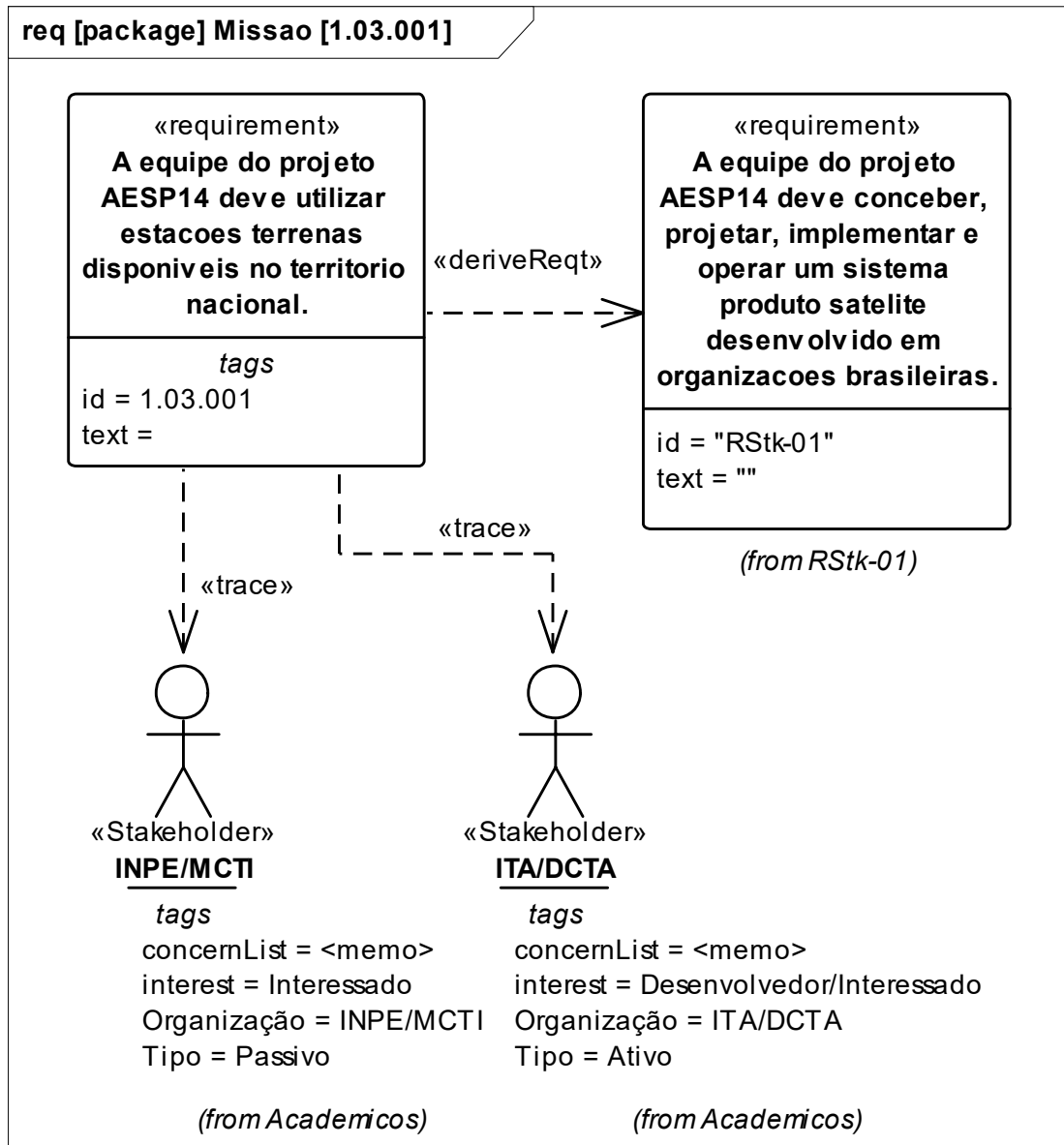
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 15. Requisito de missão 1.02.005 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

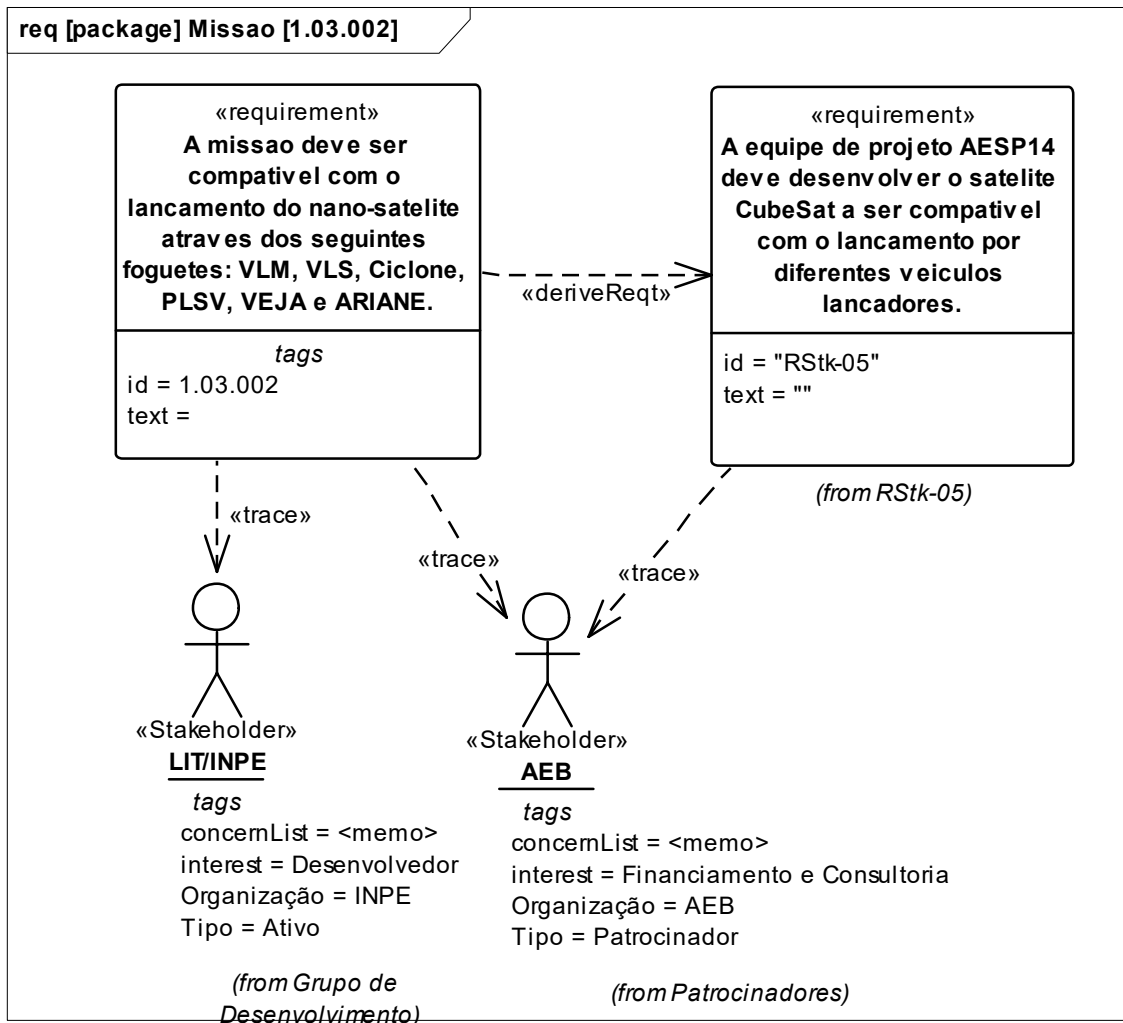
Figura C. 16. Requisito de missão 1.03.001 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

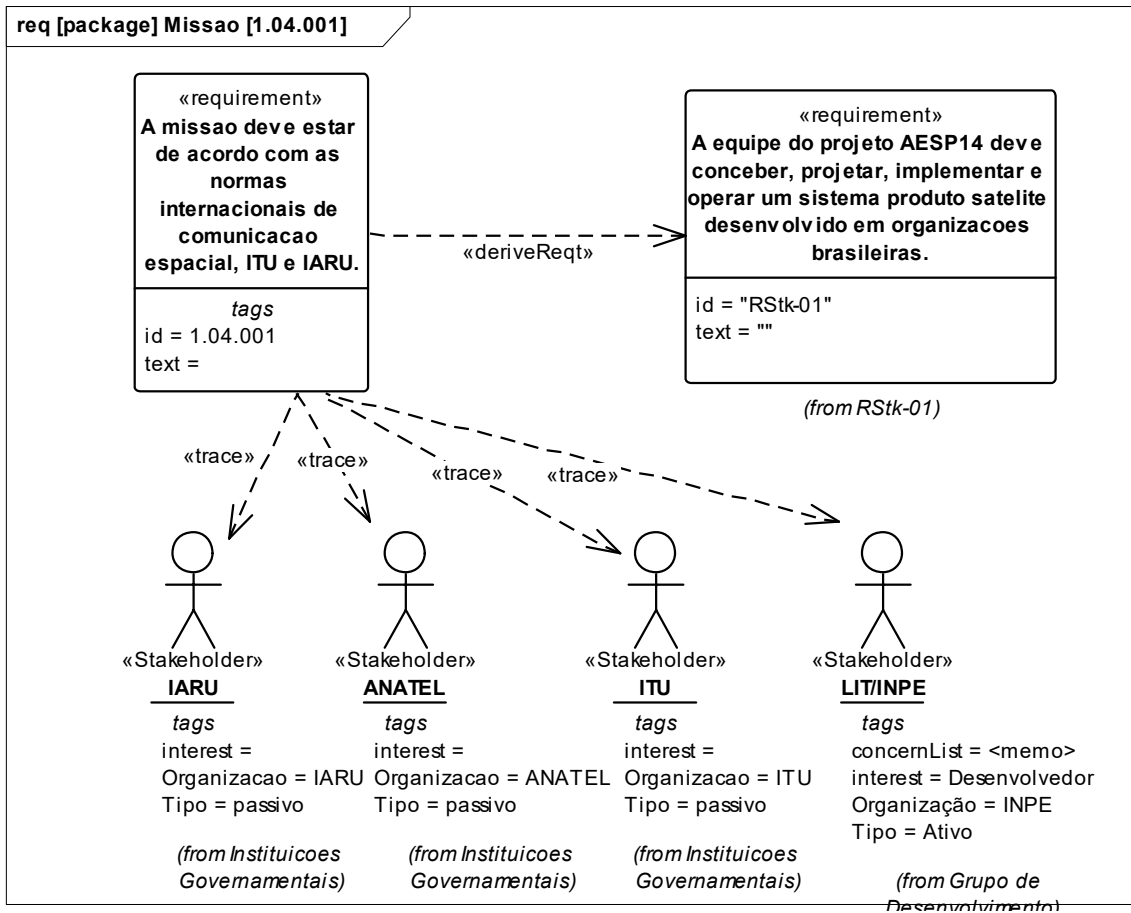


Figura C. 17. Requisito de missão 1.03.002 do projeto AESP14



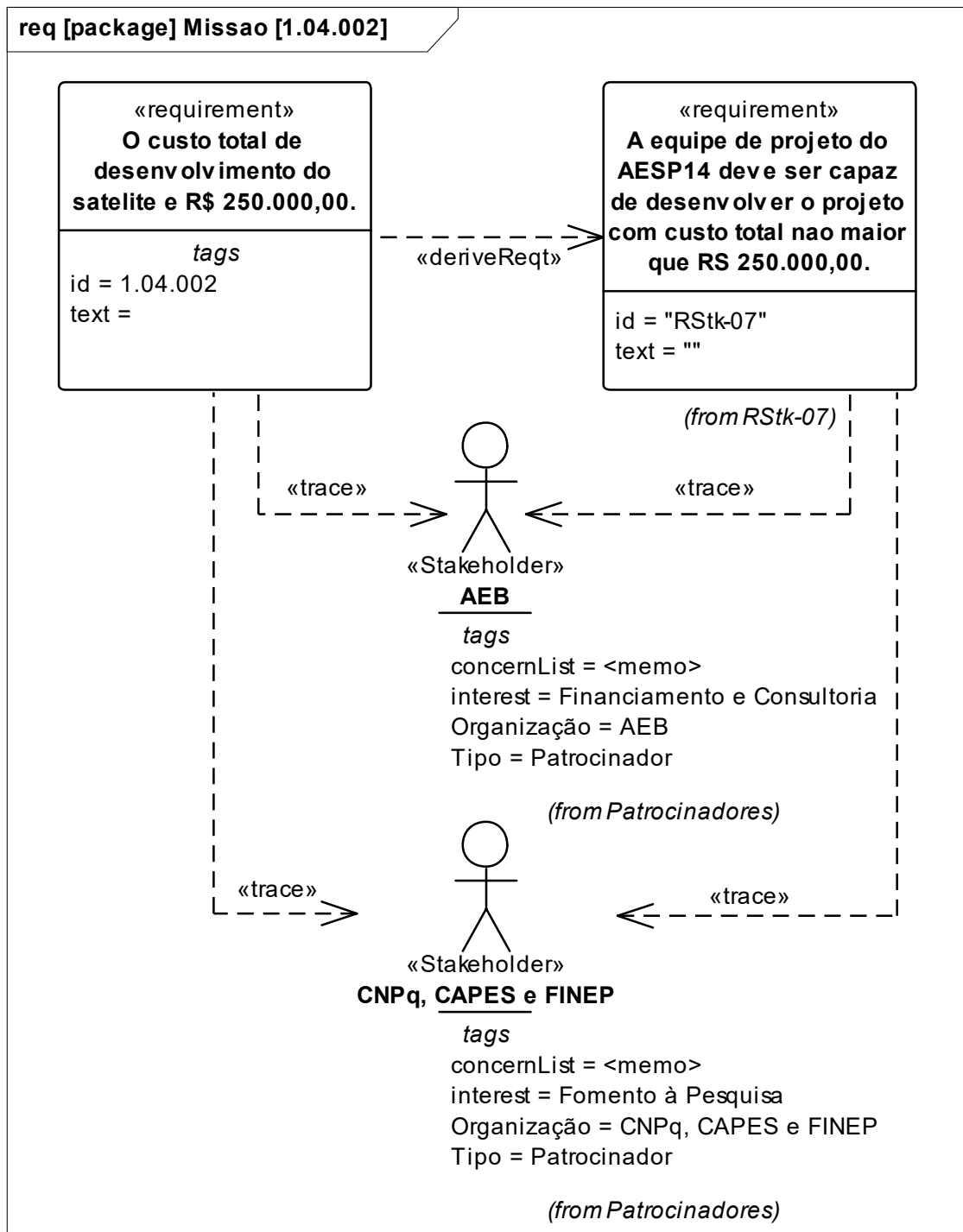
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 18. Requisito de missão 1.04.001 do projeto AESP14



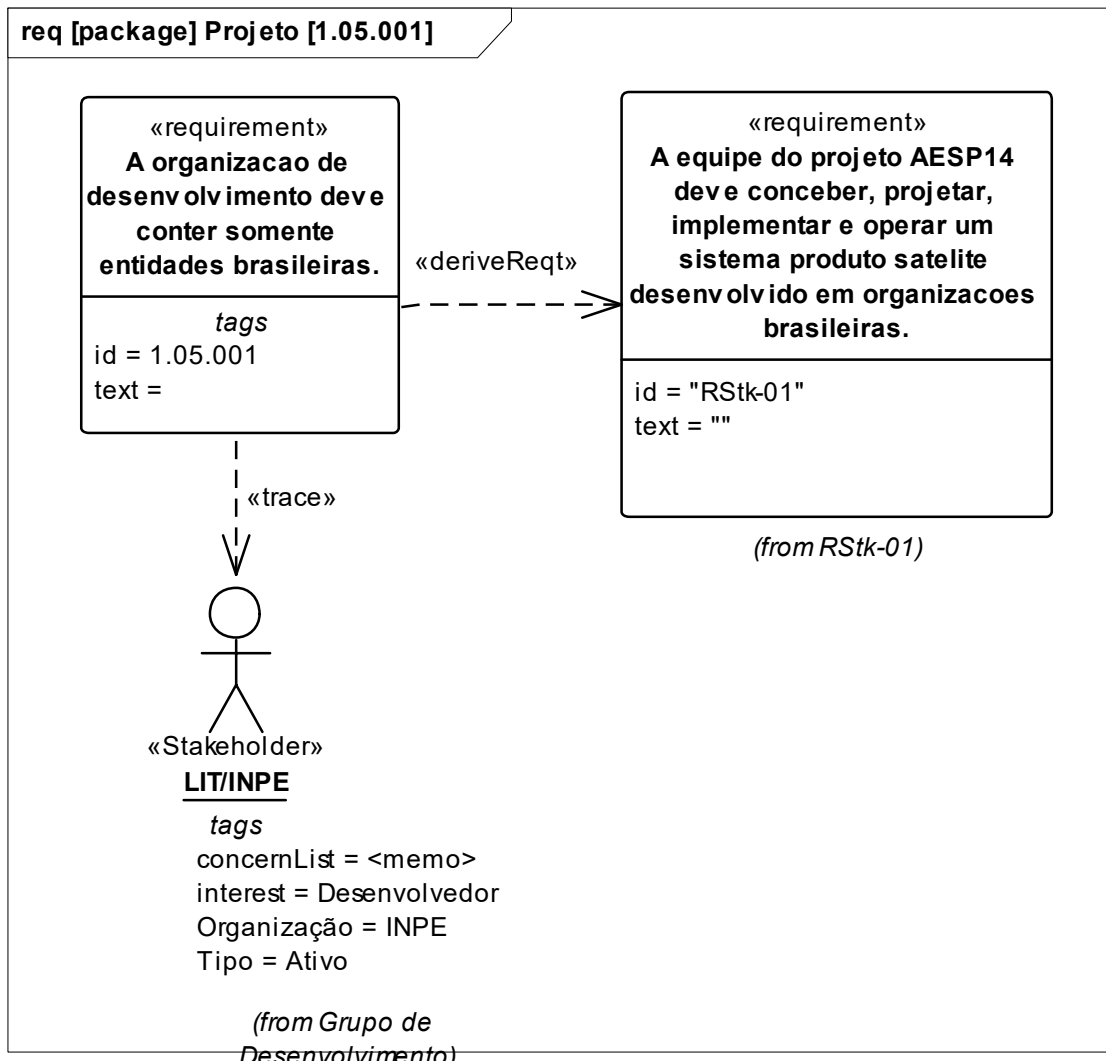
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 19. Requisito de missão 1.04.002 do projeto AESP14



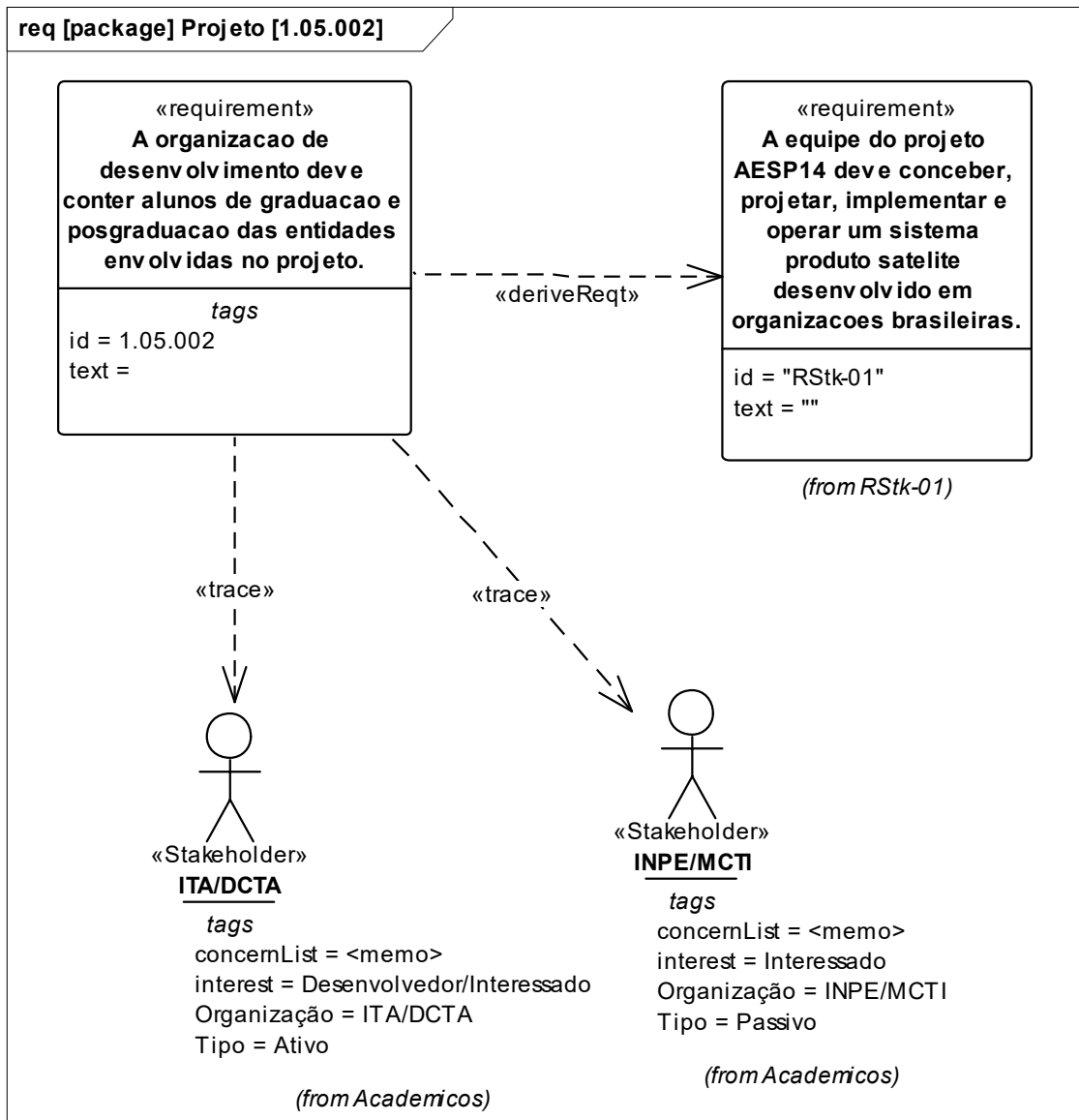
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 20. Requisito de projeto 1.05.001 do projeto AESP14



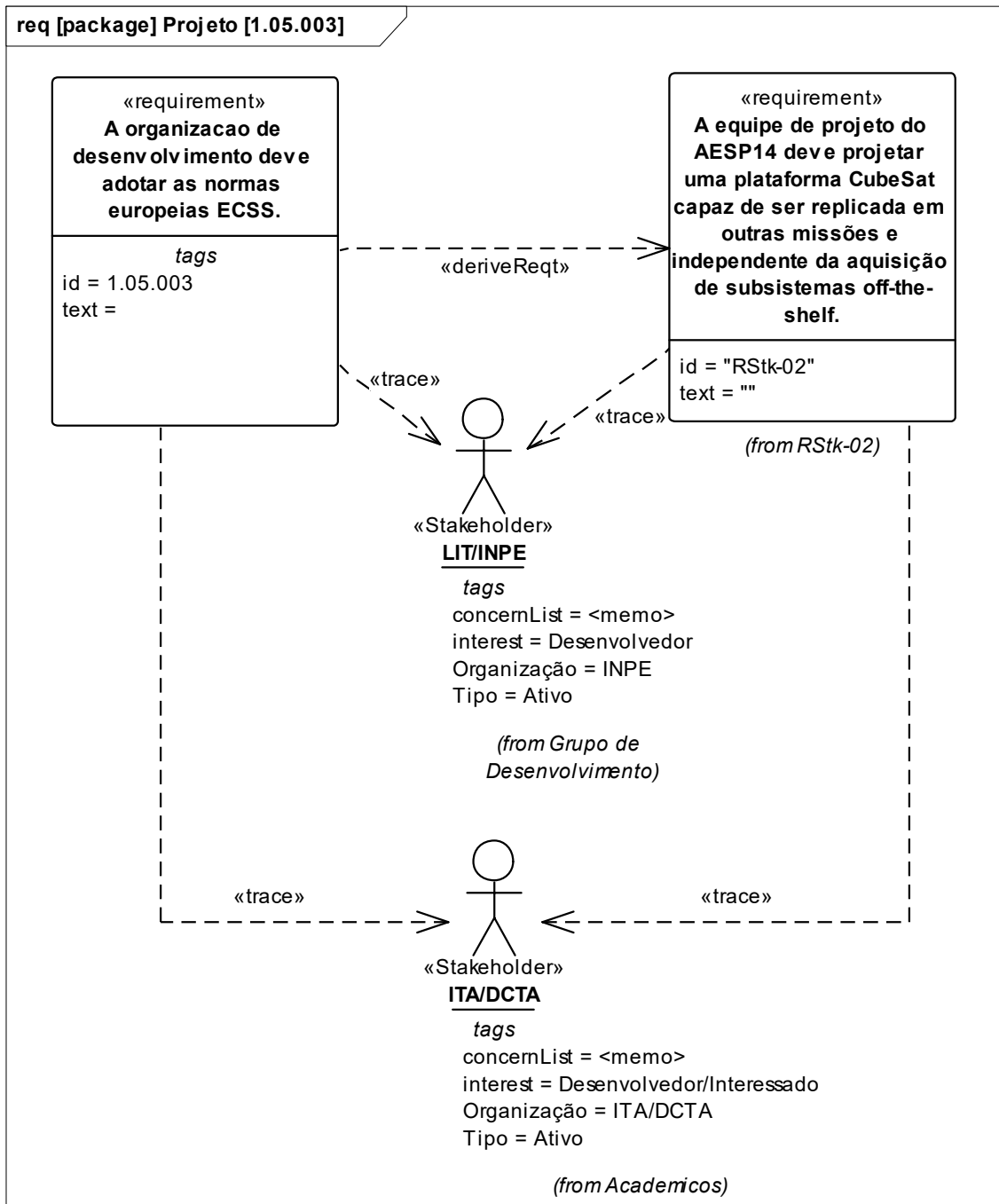
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 21. Requisito de projeto 1.05.002 do projeto AESP14



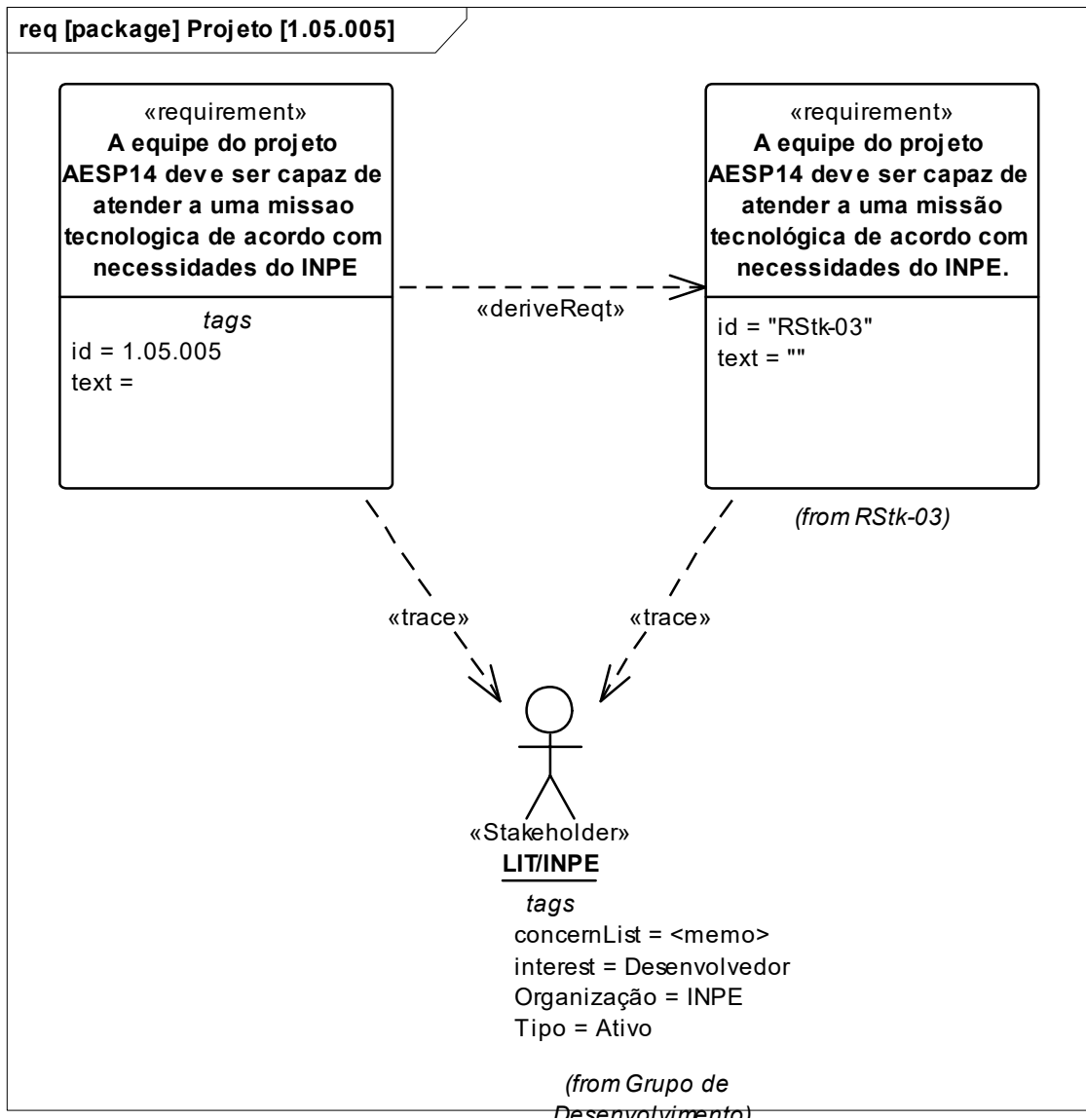
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 22. Requisito de projeto 1.05.003 do projeto AESP14



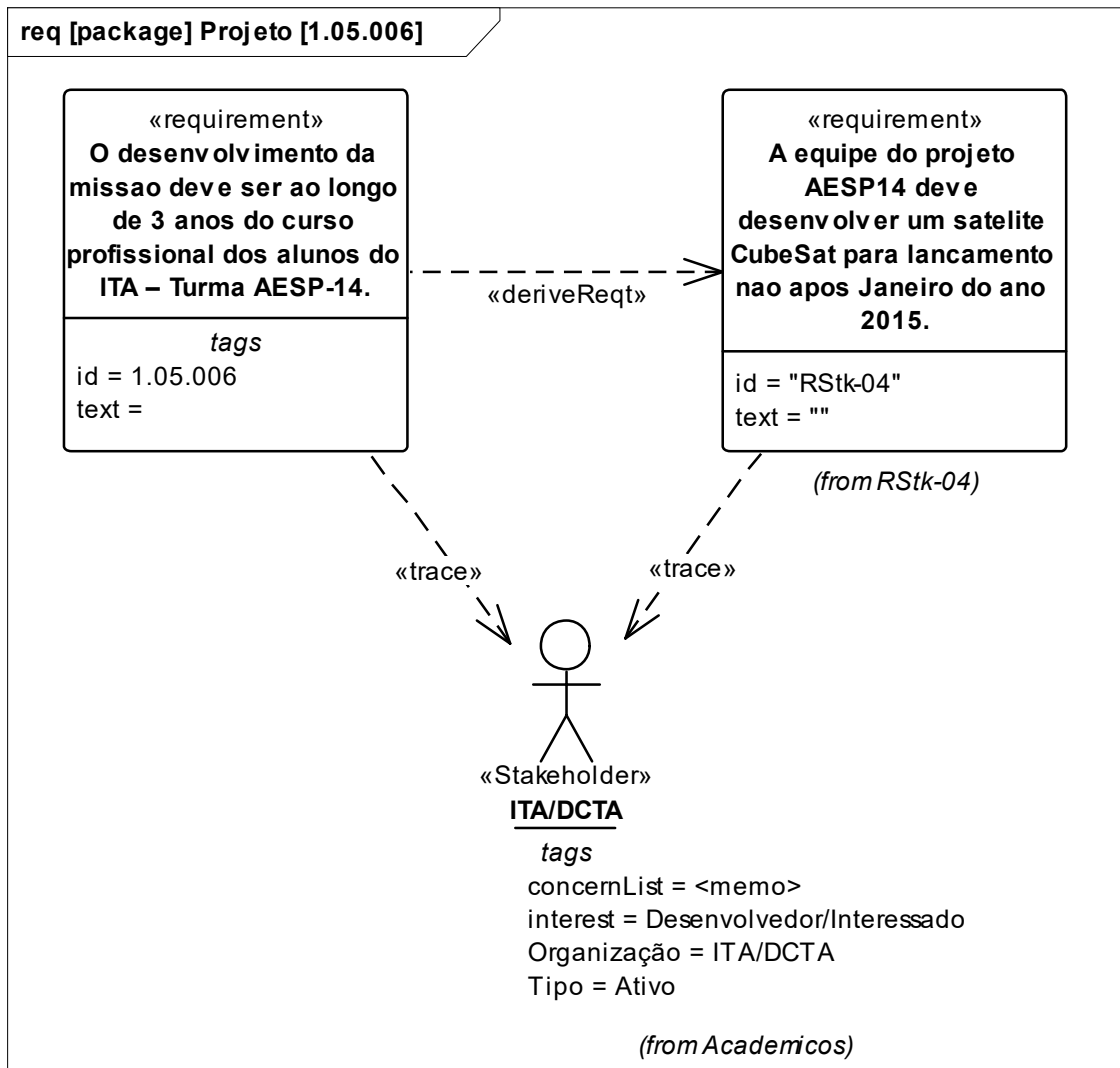
Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

Figura C. 23 Requisito de projeto 1.05.005 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)

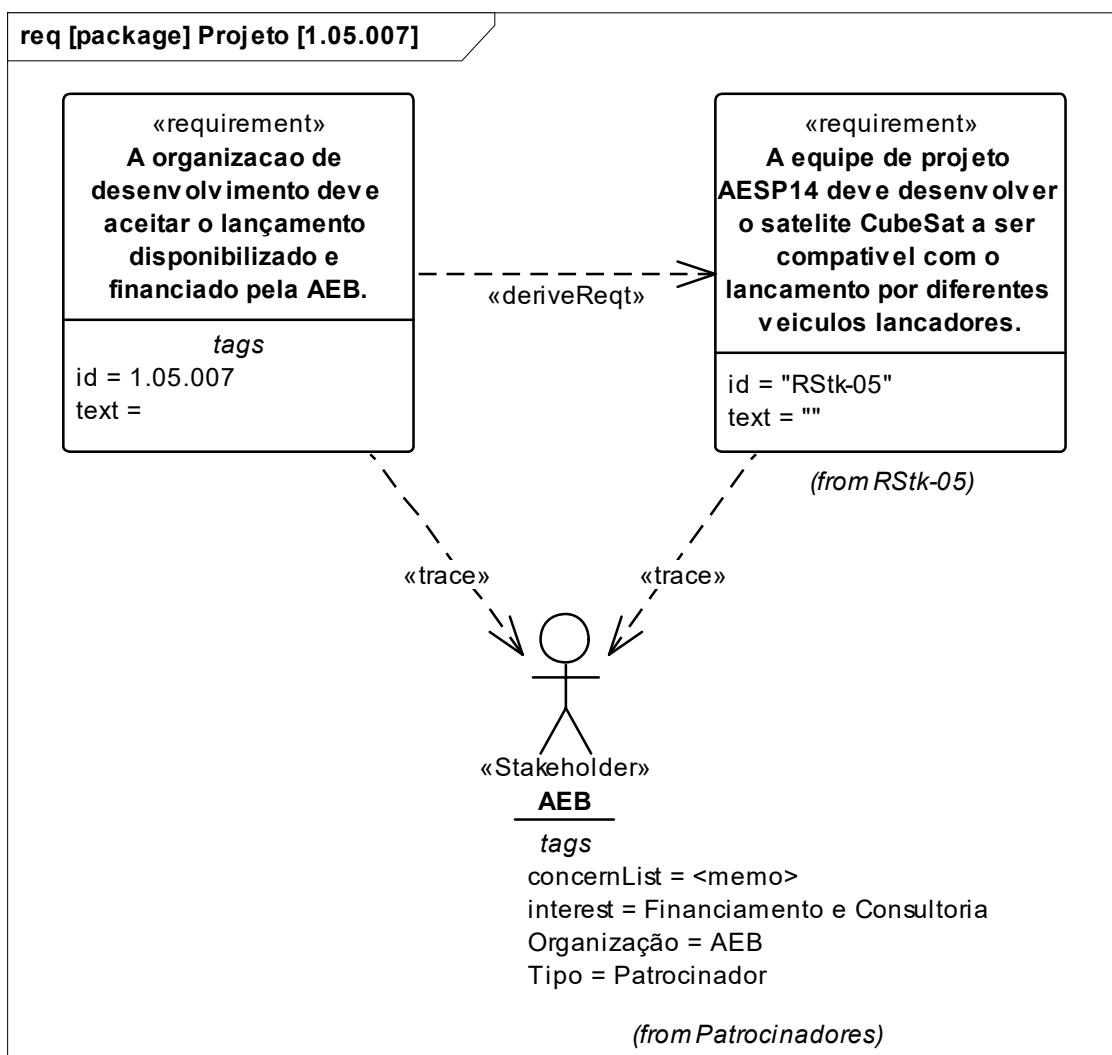
Figura C. 24 Requisito de projeto 1.05.006 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)



Figura C. 25 Requisito de projeto 1.05.007 do projeto AESP14



Fonte: Produção do autor com dados apresentados por Carrera, et al (2014)



**APÊNDICE D – ESTUDO DE CASO HIPOTÉTICA ESCOLHA DE VEÍCULO LANÇADOR / OPÇÃO DE PROJETO – VALORES MODELADOS PARA OS VLs**

Neste apêndice são apresentados os valores inseridos no modelo utilizado para o estudo de caso “hipotética” escolha de veículo lançador / opção de projeto”. Os dados das interfaces dos veículos Dnepr, Falcon 9, Pegasus e Soyuz estão apresentados na Tabela D. 1, na Tabela D. 2, na Tabela D. 3 e na Tabela D. 4 respectivamente.

**Tabela D. 1 Valores da ISVL - Dnepr**

<b>Lançador - Dnepr</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (X) (grms)	6,5	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (Y) (grms)	6,5	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (Z) (grms)	6,5	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (X) (frequência)	20; 40; 40; 80; 80; 160; 160; 320; 320; 640; 640; 1280; 1280; 2000	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (X) (nível)	0,007; 0,007; 0,007; 0,007; 0,007; 0,022; 0,022; 0,035; 0,035; 0,035; 0,035; 0,017; 0,017; 0,005	g <sup>2</sup> /Hz

<b>Lançador - Dnepr</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Y) (frequência)	20; 40; 40; 80; 80; 160; 160; 320; 320; 640; 640; 1280; 1280; 2000	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Y) (nível)	0,007; 0,007; 0,007; 0,007; 0,007; 0,022; 0,022; 0,035; 0,035; 0,035; 0,035; 0,017; 0,017; 0,005	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Z) (frequência)	20; 40; 40; 80; 80; 160; 160; 320; 320; 640; 640; 1280; 1280; 2000	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Z) (nível)	0,007; 0,007; 0,007; 0,007; 0,007; 0,022; 0,022; 0,035; 0,035; 0,035; 0,035; 0,017; 0,017; 0,005	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração choque SRS (frequência)	30; 50; 50; 100; 100; 200; 200; 500; 500; 1000; 1000; 2000; 2000; 5000	Hz
[Valor Esperado] aceleração choque SRS (nível)	5; 10; 10; 25; 25; 100; 100; 350; 350; 1000; 1000; 1000; 1000; 3000	g

<b>Lançador - Dnepr</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração quase estática (X-)	1	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (X+)	7,85	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Y-)	1,7	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Y+)	1,7	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Z-)	0,5	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Z+)	1	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (X) (frequência)	5; 10; 10; 15; 15; 20	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (X) (nível)	0,5; 0,5; 0,6; 0,6; 0,5; 0,5	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Y) (frequência)	2; 5; 5; 10; 10; 15	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Y) (nível)	0,2; 0,5; 0,5; 0,5; 0,5; 1,0	g

<b>Lançador - Dnepr</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Z) (frequência)	2; 5; 5; 10; 10; 15	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Z) (nível)	0,2; 0,5; 0,5; 0,5; 0,5; 1,0	g
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (fim da faixa)	125000000; 250000000; 1000000000; 1050000000; 1570000000; 1620000000; 2750000000; 2900000000; 7500000000; 7600000000; 30000000000	Hz
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (início faixa)	10000; 125000000; 250000000; 1000000000; 1050000000; 1570000000; 1620000000; 2750000000; 2900000000; 7500000000; 7600000000	Hz

<b>Lançador - Dnepr</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (nível)	0,07; 10; 0,07; 10; 0,07; 0,000010; 0,07; 50; 0,07; 10; 0,07	V/m
[Valor Esperado] máxima temperatura vista pela carga útil	Não informado	
[Valor Esperado] pressão acústica OASP (frequência)	31,5; 63; 125; 250; 500; 1000; 2000; 4000; 8000	Hz
[Valor Esperado] pressão acústica OASP (nível)	125; 132; 135; 134; 132; 129; 126; 121; 115	dB (referência 20 µPa)
[Valor Esperado] taxa de decaimento de pressão	0,50	psi/s

Fonte: ISC Kosmotras (2001)

**Tabela D. 2 Valores da ISVL – Falcon 9**

<b>Lançador – Falcon 9</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (X) (grms)	Não informado	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (Y) (grms)	Não informado	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (Z) (grms)	Não informado	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (X) (frequência)	Não informado	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (X) (nível)	Não informado	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Y) (frequência)	Não informado	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Y) (nível)	Não informado	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Z) (frequência)	Não informado	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Z) (nível)	Não informado	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração choque SRS (frequência)	100; 1000; 10000	Hz



<b>Lançador – Falcon 9</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração choque SRS (nível)	30; 1000; 1000	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (X-)	4	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (X+)	8,5	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Y-)	3	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Y+)	3	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Z-)	3	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Z+)	3	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (X) (frequência)	5; 20; 30; 30; 75; 85; 100	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (X) (nível)	0,5; 0,8; 0,8; 0,6; 0,6; 0,9; 0,9	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Y) (frequência)	5; 85; 100	Hz

<b>Lançador – Falcon 9</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Y) (nível)	0,5; 0,5; 0,6	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Z) (frequência)	5; 85; 100	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Z) (nível)	0,5; 0,5; 0,6	g
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (fim da faixa)	2200000000; 2300000000; 5755000000; 5775000000; 18000000000	Hz
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (início faixa)	1000000 ;2200000000; 2300000000; 5755000000; 5775000000	Hz
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (nível)	0,032; 10; 0,032; 50,2; 0,032	V/m
[Valor Esperado] máxima temperatura vista pela carga útil	82	°C

<b>Lançador – Falcon 9</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] pressão acústica OASP (frequência)	25; 31,5; 40; 50; 63; 80; 100; 125; 160; 200; 250; 315; 400; 500; 630; 800; 1000; 1250; 1600; 2000; 2500; 3150; 4000; 5000; 6300; 8000; 10000	Hz
[Valor Esperado] pressão acústica OASP (nível)	113,5; 118; 119,5; 120; 120; 119,8; 120,5; 121,5; 122; 121,5; 120,5; 119; 117; 115; 113; 111; 109,5; 108; 107; 106; 105; 104; 103; 102; 101; 100; 99	dB (referência 20 µPa)
[Valor Esperado] taxa de decaimento de pressão	0,65	psi/s

Fonte: SpaceX (2015)

**Tabela D. 3 Valores da ISVL – Pegasus**

<b>Lançador – Pegasus</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (X) (grms)	1,92	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (Y) (grms)	1,91	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (Z) (grms)	2,12	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (X) (frequência)	20; 40; 50; 70; 100; 400; 500; 800; 2000	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (X) (nível)	0,0008; 0,0008; 0,0080; 0,0080; 0,0005; 0,0005; 0,0040; 0,0040; 0,0006	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Y) (frequência)	20; 35; 40; 70; 85; 100; 400; 600; 800; 2000	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Y) (nível)	0,0040; 0,0040; 0,0080; 0,0080; 0,0040; 0,0008; 0,0008; 0,0040; 0,0040; 0,0005	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Z) (frequência)	20; 55; 80; 100; 400; 600; 800; 2000	Hz

<b>Lançador – Pegasus</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Z) (nível)	0,0020; 0,0040; 0,0040; 0,0006; 0,0006; 0,0050; 0,0050; 0,0010	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração choque SRS (frequência)	20; 65; 75; 100; 100; 1000; 10000	Hz
[Valor Esperado] aceleração choque SRS (nível)	2,0; 18,5; 18,5; 12; 55; 3500; 3500	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (X-)	1	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (X+)	13	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Y-)	2	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Y+)	2	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Z-)	3,85	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Z+)	3,85	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (X) (frequência)	10; 100	Hz

<b>Lançador – Pegasus</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração senoidal (X) (nível)	0; 0	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Y) (frequência)	10; 100	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Y) (nível)	0; 0	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Z) (frequência)	10; 100	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Z) (nível)	0; 0	g
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (fim da faixa)	5400000000; 5900000000; 40000000000	Hz
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (início faixa)	10000; 5400000000; 5900000000	Hz
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (nível)	20; 40; 20	V/m
[Valor Esperado] máxima temperatura vista pela carga útil	60	

<b>Lançador – Pegasus</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] pressão acústica OASP (frequência)	12,5; 16; 20; 25; 31,5; 40; 50; 63; 80; 100; 125; 160; 200; 250; 315; 400; 500; 630; 800; 1000; 1250; 1600; 2000; 2500; 3150; 4000; 5000	Hz
[Valor Esperado] pressão acústica OASP (nível)	114; 114; 114; 111; 111; 111; 109; 109; 109; 109; 109; 111,5; 114; 116; 116; 116; 116; 117,5; 121; 125; 120; 120; 117,5; 117; 114; 112,5; 112; 108	dB (referência 20 µPa)
[Valor Esperado] taxa de decaimento de pressão	0,3	psi/s

Fonte: Orbital Sciences Corporation (2015)

**Tabela D. 4 Valores da ISVL – Soyuz**

<b>Lançador – Soyuz</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (X) (grms)	5	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (Y) (grms)	5	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória Overall (Z) (grms)	5	g
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (X) (frequência)	20; 50; 50; 100; 100; 200; 200; 500; 500; 1000; 1000; 2000	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (X) (nível)	0,005; 0,005; 0,005; 0,010; 0,010; 0,025; 0,025; 0,025; 0,025; 0,010; 0,010; 0,005	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Y) (frequência)	20; 50; 50; 100; 100; 200; 200; 500; 500; 1000; 1000; 2000	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Y) (nível)	0,005; 0,005; 0,005; 0,010; 0,010; 0,025; 0,025; 0,025; 0,025; 0,010; 0,010; 0,005	g <sup>2</sup> /Hz



<b>Lançador – Soyuz</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Z) (frequência)	20; 50; 50; 100; 100; 200; 200; 500; 500; 1000; 1000; 2000	Hz
[Valor Esperado] aceleração aleatória PSD (Z) (nível)	0,005; 0,005; 0,005; 0,010; 0,010; 0,025; 0,025; 0,025; 0,025; 0,010; 0,010; 0,005	g <sup>2</sup> /Hz
[Valor Esperado] aceleração choque SRS (frequência)	100; 600; 800; 1000; 1000; 1500; 2000; 3250; 5550; 8000; 10000	Hz
[Valor Esperado] aceleração choque SRS (nível)	1000; 3222; 4111; 5000; 2913; 4447; 6012; 10000; 10000; 10000; 10000	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (X-)	1,5	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (X+)	5	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Y-)	1,8	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Y+)	1,8	g

<b>Lançador – Soyuz</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Z-)	1,8	g
[Valor Esperado] aceleração quase estática (Z+)	1,8	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (X) (frequência)	5; 10; 10; 30; 30; 60; 60; 100	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (X) (nível)	0,5; 0,5; 1; 1; 0,6; 0,6; 0,3; 0,3	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Y) (frequência)	1; 5; 5; 30; 30; 60; 60; 100	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Y) (nível)	0,3; 0,3; 0,8; 0,8; 0,6; 0,6; 0,2; 0,2	g
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Z) (frequência)	1; 5; 5; 30; 30; 60; 60; 100	Hz
[Valor Esperado] aceleração senoidal (Z) (nível)	0,3; 0,3; 0,8; 0,8; 0,6; 0,6; 0,2; 0,2	g

<b>Lançador – Soyuz</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (fim da faixa)	200000000; 250000000; 480000000; 620000000; 650000000; 970000000; 1050000000; 1250000000; 2700000000; 3000000000; 3300000000; 3500000000; 10000000000; 40000000000	Hz
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (início faixa)	14000; 200000000; 250000000; 480000000; 620000000; 650000000; 970000000; 1050000000; 1250000000; 2700000000; 3000000000; 3300000000; 3500000000; 10000000000	Hz
[Valor Esperado] ambiente irradiado - pior caso (nível)	0,001; 31,7; 0,001; 0,01; 10; 0,01; 10; 0,01; 0,1; 17,8; 0,1; 17,8; 0,1; 0,018	V/m

<b>Lançador – Soyuz</b>		
<b>Nome do Atributo</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidade</b>
[Valor Esperado] máxima temperatura vista pela carga útil	Não informado	
[Valor Esperado] pressão acústica OASP (frequência)	31,5; 63; 125; 250; 500; 1000; 2000	Hz
[Valor Esperado] pressão acústica OASP (nível)	125; 132; 134; 136; 134; 125; 121	dB (referência 20 µPa)
[Valor Esperado] taxa de decaimento de pressão	0,36	psi/s

Fonte: Starsem (2001)