



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m19/2014/01.06.21.40-TDI

**ENGENHARIA SIMULTÂNEA APLICADA À
VERIFICAÇÃO DE PROPRIEDADES DE MASSA DE
UM SATÉLITE**

Paulo Vinicius Jeronimo

Dissertação de Mestrado do
Curso de Pós-Graduação em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/
Gerenciamento de Sistemas Espaciais,
orientada pelo Dr. Geilson Loureiro,
aprovada em 26 de fevereiro de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3FGNU6S>>

INPE
São José dos Campos
2014

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):

Presidente:

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

Membros:

Dr. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr^a Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

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

Dr. Germano de Souza Kienbaum - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

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

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

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

BIBLIOTECA DIGITAL:

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

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

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

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

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



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m19/2014/01.06.21.40-TDI

**ENGENHARIA SIMULTÂNEA APLICADA À
VERIFICAÇÃO DE PROPRIEDADES DE MASSA DE
UM SATÉLITE**

Paulo Vinicius Jeronimo

Dissertação de Mestrado do
Curso de Pós-Graduação em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/
Gerenciamento de Sistemas
Espaciais, orientada pelo Dr. Geilson
Loureiro, aprovada em 26 de
fevereiro de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3FGNU6S>>

INPE
São José dos Campos
2014

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

J483e Jeronimo, Paulo Vinicius.
Engenharia simultânea aplicada à verificação de propriedades de massa de um satélite / Paulo Vinicius Jeronimo. – São José dos Campos : INPE, 2014.
xxiv + 187 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2014/01.06.21.40-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2014.

Orientador : Dr. Geilson Loureiro.

1. engenharia simultânea. 2. propriedades de massa. 3. análise de missão. 4. ciclo de vida. 5. PMM. I.Título.

CDU 629.7.01



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

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

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

**Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Gerenciamento de Sistemas
Espaciais**

Dr. Adalberto Coelho da Silva Junior



Presidente / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Geilson Loureiro



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

Dr. André Fenili



Convidado(a) / UFABC / Santo André - SP

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade



Aluno (a): **Paulo Vinicius Jeronimo**

São José dos Campos, 25 de Fevereiro de 2014

*Pois o Senhor é quem dá sabedoria; de sua boca
procedem o conhecimento e o discernimento.*

Provérbios 2:6

Dedico este trabalho totalmente a DEUS, porque dele e por ele, e para ele, são todas as coisas; glória, a ele eternamente (Romanos 11:36). Sobre mim soprou o fôlego de vida, além de proporcionar inspiração, o conhecimento e sabedoria para a realização desta dissertação.

AGRADECIMENTOS

A CRISTO, mestre e salvador que não encontrei palavra alguma para expressar minha gratidão. Tua simplicidade me ensinou um estilo de vida diferente e a compreender as coisas de forma única e inspiradora.

A minha amada esposa Ellen presente de DEUS que me apoiou constantemente neste trabalho e a meus filhos Samuel e Davi que por períodos longos não puderam ter a minha presença, mas que me enchiam de alegria e me davam força pela simplicidade dos carinhos e sorrisos.

À Professora Maria do Carmo que com toda sua dedicação me ajudou na correção desta dissertação e me proporcionou momentos memoráveis com suas experiências de vida. Ao Mauro Kakizaki que constantemente me apoiou e me passou seu conhecimento e aos colaboradores Adriano de Moura, Bruno Braz, Gitsuzo Tagawa, Luiz Alexandre e Andréia Sorice e a todos os colegas que ajudaram na elaboração desta dissertação.

Não poderia deixar de agradecer ao meu orientador Professor Dr. Geilson Loureiro que com sua experiência e conhecimento me guiou para o desenvolvimento desta dissertação.

RESUMO

Esta dissertação tem por objetivo aplicar engenharia simultânea (ES) na verificação dos processos de propriedades de massa de um satélite, antecipar informações dos processos do seu ciclo de vida e gerar requisitos para as etapas iniciais de seu desenvolvimento. Para o desenvolvimento de um satélite, o conhecimento das suas propriedades de massa é necessário para o cumprimento de requisitos do lançador e do controle de órbita e atitude do satélite. A obtenção de informações confiáveis de propriedades de massa no início da sua concepção pode evitar erros de projetos que podem ser extremamente custosos mais adiante no processo de desenvolvimento. Para atender ao objetivo proposto os processos que estejam relacionados, afetem ou sejam afetadas pelas propriedades de massa no satélite serão identificados e consolidados de modo verificar o impacto nas atividades de projeto de um satélite. A aplicabilidade desses processos é apresentada em uma plataforma baseada no conceito multimissão.

CONCURRENT ENGINEERING APPLIED TO SATELLITE MASS PROPERTIES VERIFICATION

ABSTRACT

This dissertation aims to apply concurrent engineering in the verification of the mass properties process of a satellite, anticipate information of its lifecycle and generate requirements in the initial stages of its development. For the development of a satellite, the knowledge of its mass properties is necessary for the fulfillment of requirements of the launcher and the satellite attitude and orbit control. Obtaining reliable information from mass properties at the beginning of their design projects can avoid errors that can be extremely costly later in the development process. To meet the proposed objective, processes that are related, affect or are affected by the mass properties of the satellite will be identified and consolidated in order to verify the impact on the design of satellite activities. The applicability of these procedures is presented based on a multimission platform concept.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 – Método <i>Waterfall</i> ou sequencial x método de desenvolvimento iterativo.....	11
Figura 2.2 – Visão macro do ciclo de vida de um satélite.	13
Figura 2.3 – Principais elementos que compõem o ciclo de vida de um projeto espacial.	14
Figura 2.4 – Arquitetura de missão espacial.....	20
Figura 2.5 – Grupos que utilizam dados de propriedades de massa.	23
Figura 2.6 – Padrão “S” para veículos que orbitam a Terra.	26
Figura 2.7 – CG ao longo de um único eixo (Z).....	39
Figura 2.8 – CG ao longo dos três eixos (X, Y e Z).....	40
Figura 2.9 – Momento de inércia em torno de um eixo arbitrário.	42
Figura 2.10 – Prisma retangular.	43
Figura 2.11 – Cilindro circular.	43
Figura 2.12 – MOI determinado usando o teorema dos eixos paralelos.....	44
Figura 2.12 – Cilindro com uma pequena massa adicionada.....	45
Figura 2.13 – Cilindro com massa adicionada resultando em forças equalizadas.	46
Figura 2.14 – Meios de medidas de CG.	50
Figura 3.1 – Tarefas de propriedades de massa.	56
Figura 3.2 – Diagrama dos processos de propriedades de massa.	57
Figura 3.3 – Menu principal da ferramenta de análise para cálculo de propriedades de massa.....	59
Figura 4.1 – Visão geral do método de engenharia simultânea de sistema.	62
Figura 4.2 – Processo para caracterização da arquitetura de missão.	70
Figura 4.3 – Fluxograma de controle e gerenciamento dos processos de propriedades de massa.	87
Figura 4.4 – Interação simplificada de um projeto.	97
Figura 4.5 – Influências para o aumento de risco relacionado ao aumento de massa do sistema.	101
Figura 4.6 – Cinco etapas no processo de gerenciamento de risco.....	103
Figura 4.7 – Histórico de massa.	104
Figura 5.1 – Modelagem das principais fases do ciclo de vida de um satélite.	108
Figura 5.2 – Fluxo de informações dos processos.	109
Figura 5.3 – Elementos de arquitetura relacionados a propriedades de massa.	110
Figura 5.4 – Fluxograma do roteiro para verificação dos processos de propriedades de massa.....	121
Figura 5.5 – Indicação relacionada a produtos do método de engenharia simultânea de sistema.	122
Figura 6.1 – Representação da PMM em configuração de voo.	125
Figura 6.2 – Diagrama de bloco da PMM.	136
Figura 6.3 – Triedro de referência da PMM.....	137
Figura 6.4 – Diagrama de bloco da PMM.	138

Figura 6.4 – Modelagem da PMM em configuração de voo.	140
Figura 6.5 – MGSE para a medida de propriedades de massa.....	142
Figura 6.6 – Fluxograma de atividade AIT.	148
Figura 7.1 – Diagrama dos processos de propriedades de massa para área espacial.	156
Figura 7.2 – Fluxograma dos processos de propriedades de massa para área espacial.....	157

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 – Fases de desenvolvimento de diferentes organizações.	15
Tabela 2.2 – Categorias de status de maturidade de massa.	32
Tabela 2.3 – Decomposição funcional de um satélite.	36
Tabela 4.1 – Processo de análise e projeto de missão espacial.	63
Tabela 4.2 – Principais requisitos de missão espacial.	65
Tabela 4.3 – Direcionadores do sistema.	68
Tabela 4.4 – Evolução dos requisitos.	75
Tabela 4.5 – Passos para o desenvolvimento de requisitos de referência (<i>baseline</i>).	76
Tabela 4.6 – Visão geral para o dimensionamento e projeto de veículo espacial.	77
Tabela 4.7 – Subsistemas do módulo de serviço.	79
Tabela 4.8 – Principais requisitos e restrições para a concepção de uma missão espacial.	80
Tabela 4.10 – Regras para estimativa de volume, dimensão, área e MOI.	82
Tabela 4.11 – Produtos e processos de propriedades de massa.	89
Tabela 4.12 – Porcentagem do aumento de massa relacionado a maturidade de projeto.	105
Tabela 5.1 – Principais características que afetam ou são afetados pelas propriedades de massa do satélite em cada fase do ciclo de vida.	111
Tabela 5.2 – Processos de propriedades de massa em cada fase do ciclo de vida.	113
Tabela 6.1 – Características técnicas de plataforma com conceito multimição.	128
Tabela 6.2 – Principais requisitos de propriedades de massa da PMM derivados e alocados.	130
Tabela 6.3 – Budget de massa dos subsistemas.	132
Tabela 6.4 – Budget de massa do subsistema ACDH (<i>Attitude Control Data Handling</i>)	132
Tabela 6.5 – Equipamentos e componentes da PMM e valor de MOI global estimado.	134
Tabela 6.6 – Dados de propriedades de massa utilizados pelos diversos grupos.	135
Tabela 6.7 – Riscos de propriedades de massa.	139
Tabela 6.8 – GSEs utilizados na fase de AIT.	141

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

ACDH	Attitude Control Data Handling
AEB	Agência Espacial Brasileira
AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
AIT	Assembly, Integration and Test Montagem, Integração e Testes
ANSI	American National Standards Institute
AR	Acceptance Review Revisão de Aceitação
CAD	Computer Aided Design Projeto Assistido por Computador
CDR	Critical Design Review Revisão Crítica de Projeto
CG	Centro de Gravidade
CNES	Centre National d'Études Spatiales Centro de Estudos Espaciais – França
DoD	Department of Defense Ministério da Defesa – USA
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EM	Engineering Model Modelo de Engenharia
ES	Engenharia Simultânea
ESA	European Space Agency Agência Espacial Européia
FBS	Functional Breakdown Structure

FM	Flight Model Modelo de Vôo
FMEA	Failure Mode and Effect Analysis
GPM	Global Precipitation Measurement
GSE	Ground Support Equipment Equipamento de Suporte em Solo
IDA	Institute for Defense Analysis
INCOSE	International Council on Systems Engineering Conselho Internacional de Engenharia de Sistema
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LIT	Laboratório de Integração e Teste
ISS	International Space Estação Espacial Internacional
MAPSAR	Multi-Application Purpose Synthetic Aperture Radar
MDR	Mission Design Review Revisão de projeto de missão
MGSE	Mechanical Ground Support Equipment Equipamento de Suporte Mecânico
MLI	Multi Layer Isolator Isolador de multi camadas
MoE	Measure of Effectiveness Medidade de Efetividade
MOI	Moment of Inertia Momento de Inércia
MPM	Medidas de Propriedades de Massa
NASA	National Aeronautics and Space Administrations Administração Nacional de Aeronáutica e Espaço – USA
OBC	On Board Computer

PCDU	Power Control Distribution Unit
PDR	Preliminary Design Review Revisão Preliminar de Projeto
PMM	Plataforma Multimissão
POI	Product of Inertia Produto de Inércia
PRIMA	Piattaforma Riconfigurabile Italiana Multi-Applicativa
PROTEUS	Plateforme Reconfigurable pour l'Observation, les Télécommunications Et les Usages Scientifiques
PRR	Preliminary Requirement Review Revisão Preliminar de Requisitos
QM	Qualification Model Modelo de Qualificação
SADA	Solar Array Drive Assembly
SAG	Solar Array Generator Gerador de Painel Solar
SAWE	Society of Allied Weights Engineers
SCD	Satélite de Coleta de Dados
SM	Structural Model Modelo Estrutural
SMAD	Space Mission Analysis and Design

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1. Escopo.....	1
1.2. Objetivo Geral.....	1
1.3. Objetivos Específicos.....	2
1.4. Motivação.....	2
1.5. Metodologia.....	4
1.6. Estrutura.....	6
2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS.....	9
2.1. Engenharia Simultânea (ES).....	9
2.2. Ciclo de vida de um satélite.....	12
2.3. Propriedades de Massa.....	21
2.4. Conceito de Propriedades de Massa.....	24
2.5. Determinação das Propriedades de Massa.....	31
3 REVISÃO DE LITERATURA.....	53
3.1. Abordagem de engenharia simultânea (ES).....	53
3.2. Análise e concepção de missão espacial.....	54
3.3. Propriedades de massa.....	55
4 ABORDAGEM E PROCESSOS DETALHADOS.....	61
4.1. Processo de engenharia simultânea.....	61
4.2. Análise e concepção de missão espacial (SMAD).....	63
4.3. Processos de propriedades de massa.....	83
5 MÉTODO PROPOSTO.....	107
5.1. Visão Geral.....	107
5.2. Modelagem do ciclo de vida.....	107
5.3. Informações dos elementos de arquitetura.....	109
5.4. Decomposição dos processos de propriedades de massa.....	111
6 EXEMPLO DA APLICAÇÃO DO MÉTODO PROPOSTO.....	125
6.1. Visão Geral.....	125
6.2. Proposta dos processos de propriedades de massa.....	126
6.3. Avaliação da verificação dos processos.....	152
7 DISCUSSÃO E PROPOSTA DE MELHORIAS.....	153
7.1. O uso dos conceitos fundamentais.....	153
7.2. Comparação com outros trabalhos.....	153
7.3. Impacto em programas de satélite.....	158

7.4. Contribuições e limitações	160
8 CONCLUSÃO E PROPOSTAS FUTURAS	163
8.1. Consecução dos objetivos	163
8.2. Sugestões de trabalhos futuros	164
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	167
APÊNDICE A	177
APÊNDICE B	187

1 INTRODUÇÃO

Este capítulo apresenta o escopo, o objetivo geral, os objetivos específicos a serem atendidos, provê um pano de fundo e apresenta a motivação para o desenvolvimento desta pesquisa. Apresenta, ainda, a metodologia adotada para a realização da pesquisa e a forma como esta dissertação está organizada.

1.1. Escopo

Esta dissertação versa sobre a aplicação de engenharia simultânea (ES) para a verificação dos processos de propriedades de massa de um satélite.

ES é uma abordagem que antecipa para as fases iniciais do desenvolvimento de um produto requisitos oriundos dos processos subsequentes do ciclo de vida do produto.

As propriedades de massa de um satélite que consiste nos termos de massa, centro de gravidade (CG), momento de inércia (MOI) e produto de inércia (POI) são necessárias para avaliar o cumprimento dos requisitos do lançador e do controle de órbita e atitude de satélite (KAKIZAKI, 2011), no entanto, há outros processos que por elas são afetados.

Esta dissertação tem sua aplicação no desenvolvimento de produtos espaciais, notadamente satélites. Foi adotada na dissertação a definição de processos de ciclo de vida de satélites conforme definido pela ESA (ECSS, 2008, apud YASSUDA; PERONDI, 2010), além de conceito sobre concepção e análise de missão espacial (WERTZ; LARSON, 1999). A dissertação apresenta uma abordagem para a antecipação de informação de modo gerar requisitos, sejam eles relacionados especificamente a propriedades de massa do satélite ou que por elas são afetados.

1.2. Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é verificar os processos de propriedades de massa ao longo de todo o ciclo de vida de um de satélite, antecipando informações e gerando requisitos para as etapas iniciais de desenvolvimento (fase de projeto).

A proposta de verificar os processos de propriedades de massa visa o impacto nas atividades de projeto de um satélite. Como o escopo do esforço de desenvolvimento está relacionado às atividades de projeto, conceitos de ES precisam ser incorporados.

1.3. Objetivos Específicos

Os objetivos específicos deste trabalho são:

1. Analisar os processos do ciclo de vida de um satélite que estejam relacionados, que afetem ou sejam afetados pelas propriedades de massa do satélite.
2. Identificar os relacionamentos e impactos dos processos de propriedades de massa sobre as atividades de um satélite.
3. Propor melhorias nos processos de verificação de propriedades de massa.
4. Aplicar a proposta dos processos de propriedade de massa a um exemplo de desenvolvimento de um satélite.
5. Antecipar informações e gerar requisitos para as etapas iniciais de desenvolvimento
6. Identificar oportunidades de melhorias a partir da verificação dos processos aplicados.
7. Discutir o impacto da proposta dos processos de propriedades de massa sobre as atividades de projeto do satélite.

1.4. Motivação

Produtos espaciais são complexos e multidisciplinares e passam por extremas condições ambientais ao longo de seu ciclo de vida (vibração, temperaturas variando de -196 °C a 150 °C no vácuo). Eles devem ser submetidos a um processo rigoroso de verificação durante o processo de montagem, integração e teste (AIT – *Assembly, Integration and Test*). Um satélite de duas toneladas, por exemplo, pode levar aproximadamente 18 meses apenas no processo de AIT. Existem muitas oportunidades de melhorar a

eficiência ao longo do ciclo de vida de um satélite, se uma abordagem de ES ocorrer desde o início do seu desenvolvimento (LOUREIRO, 2010b).

As medidas de propriedade de massa fazem parte do ciclo de vida de um satélite, sendo necessárias para avaliar o cumprimento dos requisitos do lançador tanto em relação à massa quanto em relação ao centro de massa, e também o cumprimento dos requisitos do controle de órbita e atitude do satélite, o que inclui o momento de inércia do satélite (KAKIZAKI, 2011).

A determinação das propriedades de massa de um satélite é fundamental ainda na fase inicial de projeto do satélite. A obtenção confiável dessas informações no início da concepção do satélite pode evitar erros de projetos que podem ser extremamente custosos mais adiante no processo de desenvolvimento. O cálculo e/ou a estimativa confiável das propriedades de massa, ainda na fase de projeto, é de grande importância para o desenvolvimento de satélite. A massa total, o centro de gravidade, e o momento de inércia afetam quase todos os cálculos utilizados para avaliar se um projeto proposto é ideal ou até mesmo viável (OHANIAN III, 2003).

Para o programa de um satélite, a definição de custos e do cronograma é essencial no decorrer das etapas que ocorrem desde a concepção do satélite até a sua operação e final da missão. Para cada etapa, qualquer atraso e/ou atividade de longa duração pode gerar, ao final, um gasto excessivo e muitas vezes desnecessário. Portanto, quanto melhor for definido o cronograma e as atividades a serem executadas, menores poderão ser os custos e o tempo gasto.

De acordo com os objetivos estratégicos do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE (2011) planeja-se o lançamento de pelo menos um satélite por ano. Isso aumentará a demanda por projetos e a verificação de satélites e seus subsistemas. Conseqüentemente ter-se-á grande aumento da demanda por verificação dos processos de propriedades de massa.

As propriedades de massa em um projeto de satélite geram uma demanda de pessoal, custos e tempo para o programa espacial. Em alguns cenários, como no caso de

equipamentos integrantes de um satélite, as medidas de propriedade de massa podem ser determinadas utilizando-se ferramenta CAD (*Computer Aided Design*). Além disso, segundo Kakizaki, o momento de inércia próprio do equipamento pode ser considerado em geral desprezível se comparado ao momento de inércia do satélite devido à distância a partir do centro de gravidade do equipamento ao eixo de referência do satélite - Teorema de Steiner ou teorema dos eixos paralelos explicado por Beer e Johnston (1988) apud Kakizaki (2011). Esses custos e tempo poderão ser reduzidos se oportunidades de melhoria forem identificadas por meio da verificação dos processos de propriedades de massa e do impacto dessas atividades ao longo de todo o ciclo de vida de um satélite.

Segundo a SAWE (*Society of Allied Weights Engineers*, 2010), uma boa engenharia de propriedades de massa, especialmente nos processos iniciais de projeto, aumenta a chance de alcançar os objetivos do projeto, reduzindo riscos de aumento dos custos devido ao descontrole das propriedades de massa.

Espera-se que com os resultados deste trabalho o INPE possa reduzir o tempo e o custo nas atividades de projeto e ao longo de todo o ciclo de vida de um satélite.

1.5. Metodologia

O desenvolvimento deste trabalho está de acordo com as diretrizes expressas por Gil (2002) e Silva e Menezes (2005) e com a forma como foram conduzidos para atender aos objetivos propostos.

Segundo Silva e Menezes (2005), a metodologia tem como função mostrar como andar no “caminho das pedras” da pesquisa, ajudando a refletir e instigar um olhar sobre o mundo, um olhar curioso, indagador e criativo.

Em termos da natureza desta pesquisa, pode-se dizer que é uma pesquisa aplicada, pois objetiva gerar conhecimento para verificar os processos de propriedades de massa, visando um aumento na antecipação de informações de modo gerar requisitos para as etapas iniciais de desenvolvimento do produto.

Do ponto de vista da sua abordagem, esta é uma pesquisa qualitativa, pois envolve uma verificação em todos os aspectos do tema abordado, sejam eles processos, tarefas ou atividades, não sendo traduzidas em números.

Sob os aspectos de seus objetivos, esta é uma pesquisa explanatória, realizada a partir de levantamento bibliográfico nas áreas de ES, ciclo de vida de um satélite, análise e concepção de missão espacial e propriedades de massa, bem como da interação constante com especialistas e com o orientador desta pesquisa, buscando mais familiaridade com o tema abordado, de modo a melhorar verificação dos processos de propriedades de massa.

Do ponto de vista dos procedimentos técnicos, foi utilizada uma pesquisa bibliográfica, consulta a especialistas dos temas abordados como citado acima, e um estudo de caso, pois a realização dessa pesquisa inclui a realização da verificação dos processos de propriedades de massa de um sistema existente. Para atingir o objetivo tanto geral quanto específicos do trabalho, foi utilizada a plataforma multimissão (PMM) em desenvolvimento pelo INPE.

A fim de obter fundamentação teórica, conceitos e definições para o desenvolvimento deste trabalho, além das interações constantes com especialistas, uma busca intensa de referências bibliográfica e até mesmo a associação do autor a organização SAWE.

Com o objetivo definido, o trabalho foi realizado em algumas etapas, sendo a primeira delas um aprofundamento na revisão bibliográfica, com base inicial em documentos e recomendações práticas da SAWE e de outros documentos relevantes, além da interação com os especialistas da área. Na sequência, um levantamento sobre o que outros autores e organizações estão realizando para maior eficiência nos processos de propriedades de massa, tomando como referência trabalhos apresentados em congressos e conferências realizadas pela SAWE e também o modelo de diagrama do plano de controle de propriedades de massa proposto pela própria SAWE (2010). Conceitos de ES foram utilizados e processos relacionados a propriedades de massa foram identificados e consolidados para realizar a verificação dos processos de propriedades de massa de um satélite de modo antecipar informações e gerar requisitos para as etapas iniciais de

desenvolvimento. Em seguida foi aplicada a verificação desses processos no sistema real, demonstrando o detalhamento dos processos ao longo do seu ciclo de vida. Verificou-se que informações podem ser antecipadas de modo gerar requisitos na verificação dos processos aplicados. Como parte na contribuição do trabalho, oportunidades de melhorias foram identificadas e apresentadas soluções visando o impacto dessas melhorias nas atividades de projeto do satélite e ao longo do seu ciclo de vida. Para finalizar, foram apresentadas as discussões, conclusões e futuras propostas relacionadas às propriedades de massa.

1.6. Estrutura

Esta dissertação está estruturada em oito capítulos.

O Capítulo 1 faz uma introdução do trabalho realizado, apresentando o escopo, os objetivos geral e específico, a motivação para a realização da pesquisa, a metodologia adotada e a forma como a dissertação está estruturada.

O Capítulo 2 apresenta os conceitos fundamentais para entendimento e compreensão deste trabalho, a saber, uma visão geral de ES, os processos e análises de um ciclo de vida de um satélite e ainda a definição de propriedades de massa e seus conceitos relevantes.

O Capítulo 3 apresenta de forma sucinta o que foi encontrado na literatura sobre que outros autores estão realizando sobre os tópicos principais deste trabalho, a respeito principalmente, das propriedades de massa de um satélite.

O Capítulo 4 discorre de forma mais detalhada sobre conceitos fundamentais de análise e concepção de missão, além dos processos de propriedades de massa, com o intuito de prover informações relevantes para uma proposta de processos de propriedades de massa.

O Capítulo 5 apresenta a proposta de processos de propriedades de massa buscando demonstrar todos os processos e/ou atividades que estejam relacionados às propriedades de massa para cada fase do ciclo de vida de um satélite informações que sejam

antecipadas de modo a gerar requisitos ainda nas fases iniciais de seu desenvolvimento e o Capítulo 6 exemplifica a utilização desta proposta por meio da aplicação em caso de um satélite existente.

O Capítulo 7 discute sobre a proposta dos processos de propriedades de massa, apresenta oportunidades de melhorias a partir da antecipação de informações, realiza comparações com outros trabalhos e comentários sobre as contribuições e limitações desta dissertação e o Capítulo 8 apresenta as conclusões e oportunidades de trabalhos futuros.

2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS

Este capítulo destina-se a apresentar conceitos fundamentais de ES, ciclo de vida de um satélite e sobre propriedades de massa e seus termos associados.

2.1. Engenharia Simultânea (ES)

A origem do conceito de ES está relacionada à resposta do setor industrial norte-americano, a princípio desenvolvida pela indústria bélica, ao crescimento dos japoneses no mercado mundial de eletroeletrônicos e de automóveis. Em 1988, o IDA (*Institute for Defense Analysis*), no documento R-388 intitulado “*The Role of Concurrent Engineering in Weapons Acquisition*”, utilizou pela primeira vez o termo *Concurrent Engineering* para explicar um método sistemático de projeto simultâneo, tanto como de produto como no processo em uma visão geral (IDA REPORT, 1988 apud KRUGLIANSKAS, 1995; PEREIRA et al. 2001).

Entretanto, é importante ressaltar que, na língua inglesa, as expressões *simultaneous engineering* e *concurrent engineering* possuem o mesmo sentido, uma vez que *simultaneous* e *concurrent* são sinônimos e que significam o que existe, ocorre ou é feito ao mesmo tempo. Como em português pode induzir a ideia de concorrência, no sentido de competição entre os integrantes do projeto, torna-se mais interessante traduzi-lo por engenharia simultânea ou engenharia paralela, termo também utilizado na literatura sobre o assunto na língua inglesa (KRUGLIANSKAS, 1995; ROMANO, 2000).

ES, no documento R-388, é definida como “uma abordagem sistêmica para projeto integrado e simultâneo de produtos e seus processos relacionados (correlatos), incluindo a manufatura e o suporte”. Essa abordagem é buscada para mobilizar os desenvolvedores (projetistas) a levar em conta, desde o início, todos os elementos do ciclo de vida, da concepção até o descarte, incluindo controle da qualidade, custos, prazos e necessidades dos clientes (BETRAND et al., 1988 apud LOUREIRO, 1999; PEREIRA et al., 2001).

Existem muitas definições para ES adotadas de acordo com as atividades onde são utilizadas e como são utilizadas. Por exemplo:

- Hartley (1998) apud Romano (2000) define a engenharia simultânea como “abordagem sistêmica surgida como alternativa ao sistema produtivo sequencial e em resposta à necessidade de se obter qualidade, flexibilidade e integração de atividades e sistemas”.
- Prasad et al. (1998) apud Ogliari (2000) e Romano (2000) definem a engenharia simultânea como “uma abordagem sistemática que considera todos os aspectos do gerenciamento do ciclo de vida do produto incluindo a integração do planejamento, projeto, produção e fases relacionadas”.
- Smith (1997) apud Ogliari (2000) define a engenharia simultânea como “um termo aplicado para uma filosofia de cooperação multifuncional no projeto de engenharia, a fim de criar produtos que sejam melhores, mais baratos e introduzidos no mercado mais rapidamente”.
- Noble (1993) apud Romano (2000) diz que a Engenharia simultânea é tipicamente definida como “a integração dos processos de projeto, do produto e de manufatura. O objetivo desta integração é reduzir o tempo de desenvolvimento do produto, reduzir o custo e fornecer um produto que melhor atenda às expectativas dos clientes”.

Uma forma simples de entendimento da ES é que ela antecipa e traz para as etapas iniciais de desenvolvimento (concepção) do produto as necessidades de cada processo do seu ciclo de vida. Desta forma, podem-se identificar melhorias e evitar mudanças em fases mais avançadas do produto.

Na prática, a ES trata dos processos do ciclo de vida isoladamente e otimiza o projeto do produto, buscando para cada processo do ciclo de vida um aumento na eficiência (LOUREIRO, 2010b).

Uma das razões mais importantes para o imenso sucesso da ES é que, por definição, esta redefine a estrutura do processo de projeto básico (estrutura baseada no fluxo

sequencial de projeto) que foi utilizado por décadas. A Figura 2.1 demonstra um método de desenvolvimento sequencial (*Waterfall Model*) e um método iterativo de desenvolvimento (LOUREIRO, 2010a).

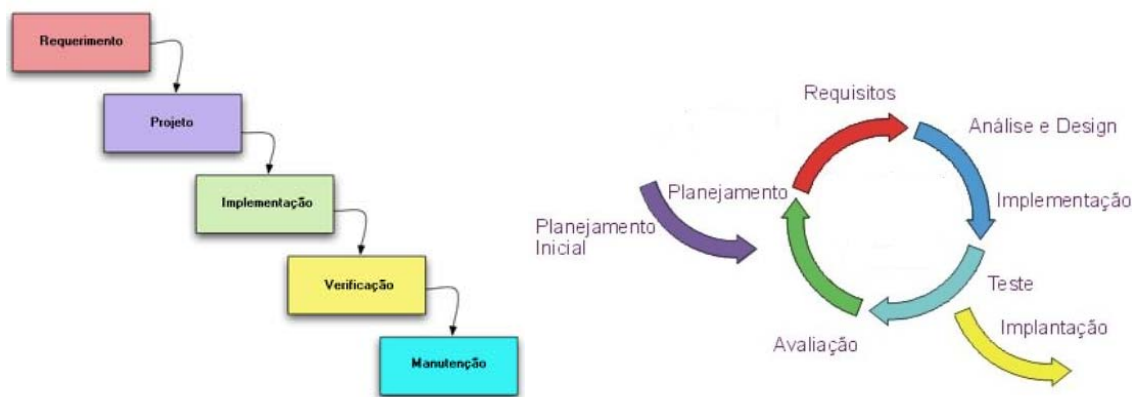


Figura 2.1 – Método *Waterfall* ou sequencial x método de desenvolvimento iterativo.

Fonte: Notas de aula (LOUREIRO, 2010a)

A lógica por trás deste raciocínio é que quanto mais cedo o problema for descoberto, mais fácil e menos oneroso será corrigi-lo. Profissionais da ES afirmam que ela promove o aumento da qualidade do produto, maior rapidez de desenvolvimento e menores custos tanto para os desenvolvedores como para o usuário (WISEGEEK, 2003).

Para Hartley (1998) apud Romano (2000), a ES pode, a princípio, ser aplicada com benefícios para qualquer tipo de processo produtivo, independente do porte da organização ou ramo de atividade. Essa flexibilidade permite, por outro lado, variações nas definições e abordagens da ES, que se adaptam conforme os objetivos, o ambiente produtivo e as necessidades levantadas. As empresas que usam conceitos da ES podem focar na atividade que lhe é primordial.

Loureiro (1994) declara que a ES tem como proposta detalhar o projeto, enquanto simultaneamente desenvolve a capacidade de produção, capacidade de suporte em campos e qualidade e que a essência está na integração do projeto do produto e planejamento de processo em uma atividade comum, utilizando uma metodologia que usa times multidisciplinares para realizar essa simultaneidade. Além disso, a ES ajuda a

melhorar a qualidade das primeiras decisões de projeto e tem um grande impacto no custo ao longo do ciclo de vida do produto.

Bandecchi et al. (1999) descrevem a ES aplicado à missão espacial, como uma abordagem sistêmica para o desenvolvimento de projeto integrado, que enfatiza a resposta às expectativas do cliente. Essa abordagem incorpora os valores de cooperação, confiança e colaboração entre as equipes de tal forma que as tomadas de decisão estarão, por consenso, envolvendo todas as perspectivas em paralelo, desde o início do ciclo de vida do produto.

Em suma, dentre os principais objetivos da ES estão: o encurtamento do ciclo de desenvolvimento de produto, a diminuição de custos e aumento da qualidade, o que engloba o direcionamento do foco para as necessidades do cliente, além da consideração sistemática de todo o ciclo de vida do produto, passando pela concepção, produção, operação e descarte e/ou readaptação.

2.2. Ciclo de vida de um satélite

Um termo comumente empregado no gerenciamento de sistemas mais complexos, tais como satélites, é o ciclo de vida de projetos ou programas. Dessa forma, inicialmente procura-se identificar todas as tarefas que deverão ser executadas, as quais deverão seguir uma ordenação, ao longo do tempo, que seja lógica, que minimize os prazos e que otimize os custos envolvidos. Uma vez identificadas, as tarefas são agrupadas em fases, ou etapas. Em seguida, são estabelecidos critérios para gerenciar e verificar as metas atingidas ao término de cada fase. Esses critérios são fundamentais para se tomar decisões da continuação do projeto, ou então da necessidade de revisão e retorno para uma fase anterior (LIT, 2011).

A NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) (2002) apud Silva Jr (2011) considera que os ciclos de vida e modelos de ciclo de vida são conceitos fundamentais para quase todos os projetos. Segundo ela, um ciclo de vida representa a evolução do sistema, desde a concepção até o seu descarte ou sua extinção definitiva, dito de outra forma, um modelo de ciclo de vida define a ordem em que os progressos são realizados.

Dentro desse contexto, as fases do projeto são constituídas por várias tarefas, as quais, por sua vez, poderão apresentar subfases para conjuntos de tarefas mais específicas, ou seja, a partir de uma visão macro, pode-se ir subdividindo as fases em tarefas, as quais poderão representar subfases, que por sua vez poderão agregar subtarefas, e assim por diante, até se chegar à tarefa direta e de fácil execução. A Figura 2.2 apresenta uma visão macro do ciclo de vida de um satélite (LIT, 2011).

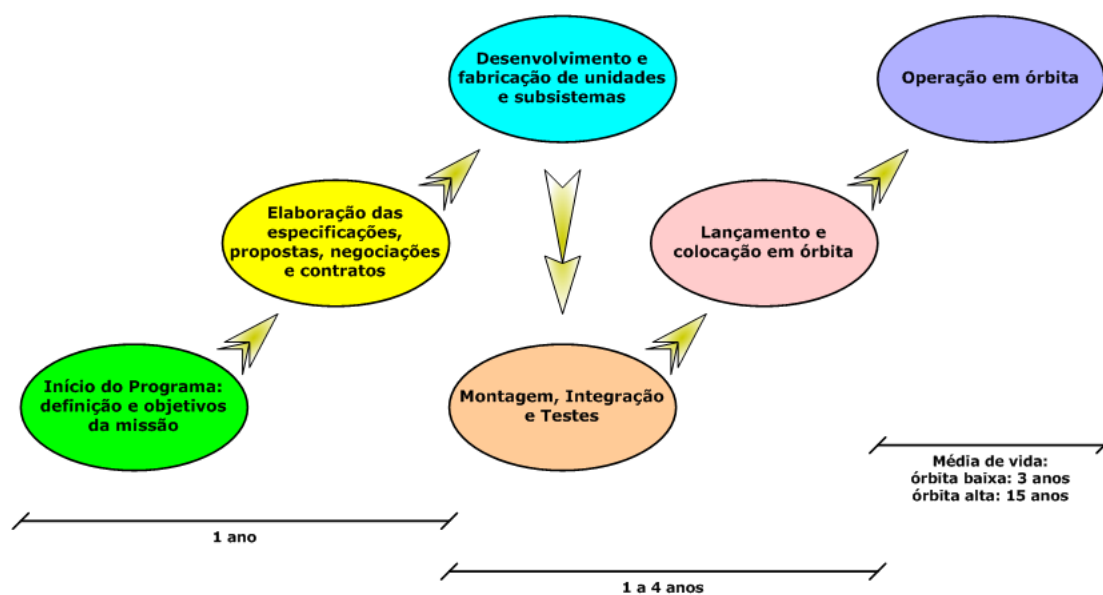


Figura 2.2 – Visão macro do ciclo de vida de um satélite.

Fonte: INPE. LIT (2011)

O projeto de um satélite é um problema de engenharia complexo e desafiador. Uma das razões é que ele deve ser projetado para evitar, com grande probabilidade, a ocorrência de falhas na fase operacional. Isso porque, salvo raras exceções como no caso do telescópio *Hubber* (NASA, S/d), é impossível repará-lo em órbita. O satélite deve suportar severas condições de lançamento e ainda do ambiente espacial (CUCO, 2011).

A atividade no espaço depende do que estamos dispostos a fazer ou que escolhemos fazer. Portanto, é preciso selecionar cada missão espacial, não somente para alcançar algo que não poderia ter sido feito antes, mas alcançar algo que deveria ser feito ou que vale a pena realizar. O conceito e arquitetura da missão espacial associados determinam

largamente o custo, a complexidade e a eficiência de todo o sistema (WERTZ; LARSON, 1999).

Para um projeto de um satélite ou qualquer outro sistema espacial, as atividades realizadas e/ou processos de desenvolvimento são divididos em fases, que normalmente consistem das fases 0, A, B, C, D, E e F. O documento ECSS-M-ST-10C (*Space Project Management, Project Planning and Implementation*), da *European Cooperation for Space Standardization - ECSS* (2008) apud Yassuda e Perondi (2010) descreve as fases do desenvolvimento de um projeto de sistema espacial. No total são sete fases, contemplando desde a transformação das necessidades do usuário em requisitos, na Fase 0, até a fase de descarte final do sistema, na Fase F, conforme mostrado na Figura 2.3, ilustrando também a filosofia de modelos e as revisões realizadas após cada fase.

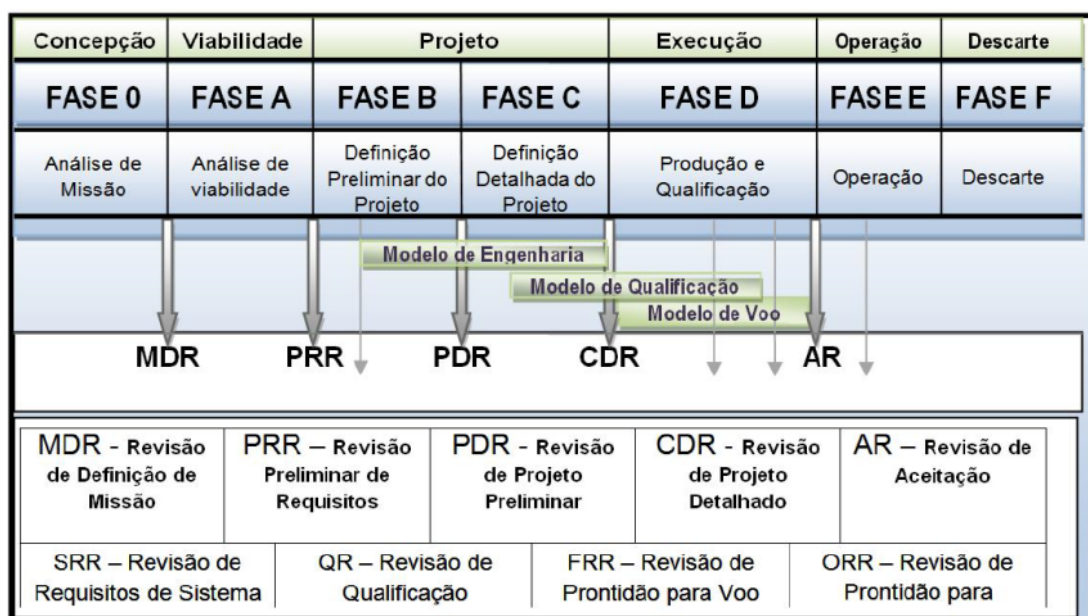


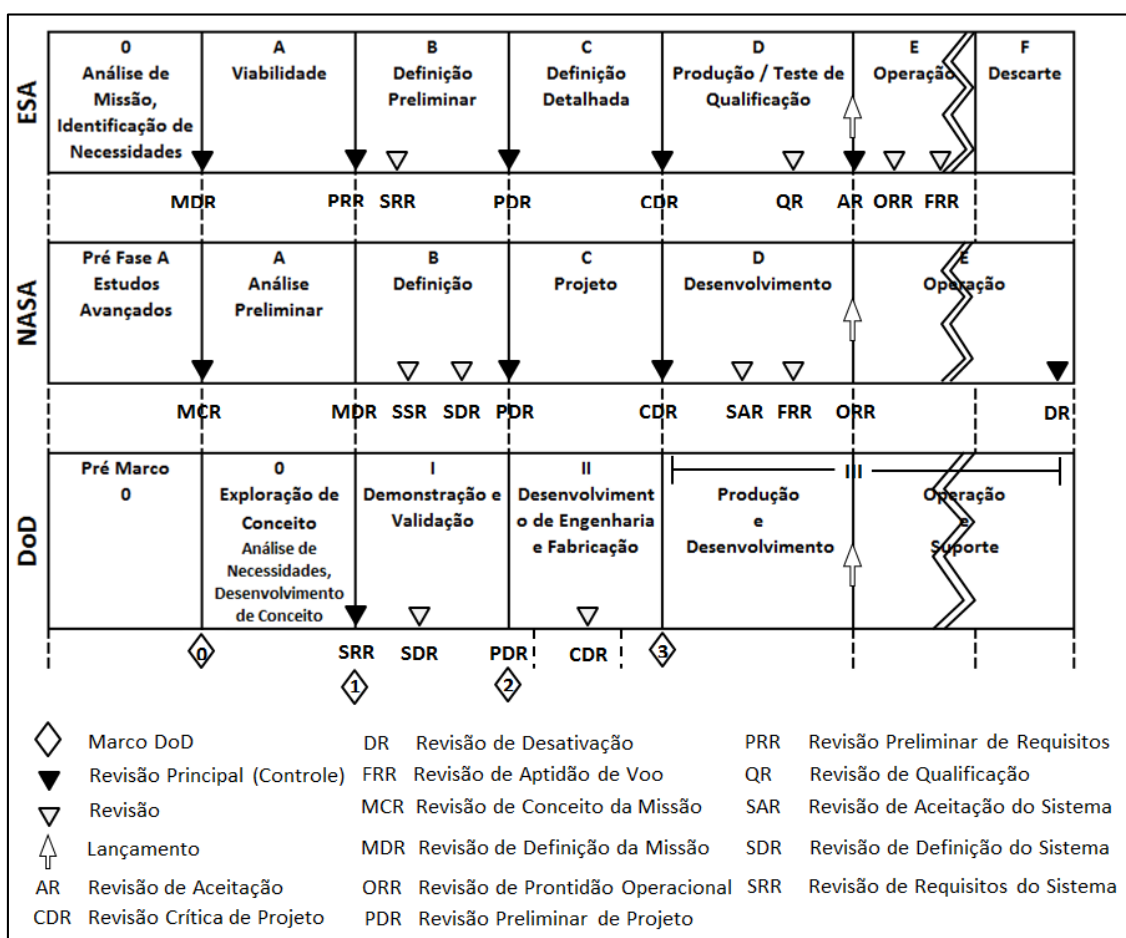
Figura 2.3 – Principais elementos que compõem o ciclo de vida de um projeto espacial.

Fonte: ECSS-M-ST-10C (2008) apud Yassuda e Perondi (2010)

Wertz e Larson (1999) descrevem que o ciclo de vida de uma missão espacial, normalmente progride por meio de quatro fases, sendo; (1) a exploração do conceito que referencia a fase inicial de estudo, resultando em uma ampla definição da missão e suas componentes; (2) o desenvolvimento detalhado, que é a fase do projeto formal, que resulta no detalhamento das componentes do sistema, na descrição em maior dimensão

do programa e no desenvolvimento de hardware e software; (3) a produção e o desenvolvimento em relação à construção do hardware e software do programa; e finalmente (4) que se destina à operação do dia-a-dia do sistema e, quando couber manutenção, e suporte, até o descarte no fim da missão. Os autores também ilustram para diferentes organizações os desenvolvimentos das fases conforme a Tabela 2.1.

Tabela 2.1 – Fases de desenvolvimento de diferentes organizações.



Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

A utilização de diferentes fases dentro do ciclo de vida permite que os diversos produtos de um projeto a ser desenvolvido sejam gradualmente desenvolvidos e “maturados” a partir da fase de concepção até a fase de operação e posterior descarte (SILVA JR, 2011).

Yassuda e Perondi (2010) destacam a importância de observar que as fases do ciclo de vida ocorrem para o projeto como um todo e podem se repetir para cada um dos subsistemas e componentes resultantes da estrutura de divisão do trabalho. Os autores ainda descrevem as fases de desenvolvimento de acordo com o padrão da ECSS, conforme apresentado a seguir.

- Fase 0 – Análise de Missão;

Ocorre o início do projeto, buscando identificar os principais requisitos, tais como desempenho esperado, confiabilidade e vida útil do produto. As restrições de caráter geral são impostas e realizando o primeiro levantamento de custo e o orçamento alocado para o projeto.

- Fase A – Análise de Viabilidade;

Possíveis conceitos são analisados por meio do aprofundamento da identificação de restrições relacionadas à implementação de projetos tais como custo, cronograma, organização, operação, manutenção e descarte. De forma simples são avaliados os diferentes conceitos à luz da capacidade tecnológica, de prazo de execução e do orçamento disponível, sendo um risco estimado a cada alternativa.

- Fase B – Definição do Projeto Preliminar;

Uma proposta de conceito é consolidada para as configurações de sistema e operações. O projeto preliminar associado é desenvolvido, enfatizando as soluções técnicas escolhidas. Para produtos de hardwares, são desenvolvidos estudos e trabalhos que, em geral, resultam em projetos técnicos (elétricos mecânicos e outros); em dados preliminares de listas de partes e materiais, na definição do plano de fabricação preliminar (procedimentos de fabricação, montagem e integração para o modelo de engenharia e modelo estrutural/térmico); em projeto e definição dos equipamentos de suporte em solo (GSEs) e no plano de verificação e plano de testes do modelo de engenharia.

- Fase C – Definição Detalhada do Projeto;

É finalizado o detalhamento do conceito do sistema e de operações selecionado, incluindo os planos detalhados de fabricação, montagem, integração e testes para o sistema e suas componentes. Para produtos de hardware são desenvolvidas atividades relacionadas ao modelo de engenharia e ao modelo estrutural/térmico, onde seus subsistemas e equipamentos são submetidos a testes funcionais e compatibilidade eletromagnética (modelo de engenharia) e ensaios de vibração e térmicos e medidas de propriedades de massa de modo a demonstrar a viabilidade das soluções de projeto adotada.

- Fase D – Produção e Qualificação;

As atividades de qualificação são realizadas, incluindo testes e atividades de verificação. O modelo de qualificação de equipamento e subsistemas é concluído. Atividades importantes são realizadas nessa fase tais como fabricação e testes ambientais do modelo de qualificação, documento na versão final da fabricação do modelo de voo, definição dos procedimentos de verificação e teste para o modelo de voo. É nessa fase que todos os procedimentos de fabricação (processo, inspeções, etc.) e o ferramental associado são “congelados”. As análises de risco são atualizadas e é feita a demonstração da validação do produto final. Ainda nesta fase são fabricados e realizados os testes funcionais e ambientais do modelo de voo.

- Fase E – Operação;

Ocorrem as atividades de preparação para o lançamento, o lançamento em si e a injeção em órbita e todos os procedimentos iniciais para validação e operação do sistema como um todo.

Fase F – Descarte

São implementados os planos para o fim da missão e o descarte do sistema.

As fases do programa relacionadas à missão ou ao desenvolvimento do projeto geralmente seguem um conjunto comum de marcos (AIAA; ANSI, 1999). Para cada marco são realizadas reuniões com a principal meta detectar eventuais deficiências, erros ou omissões de informações importantes e gerar recomendações para as correções, como também validar, que até o momento do projeto, os requisitos gerais estão sendo alcançados (YASSUDA; PERONDI, 2010).

As organizações podem ter diferentes tipos de marcos, dependendo da necessidade e de como cada organização sequencia os seus projetos. A seguir serão descritos alguns desses marcos que são considerados importantes para a maioria das organizações. As definições foram retiradas a partir do *American Institute of Aeronautics and Astronautics* – AIAA e do *American National Standards Institute* – ANSI (1999) e ECSS (2008) apud Yassuda e Perondi (2010);

- Revisão de Projeto de Missão (MDR)

Essa revisão conclui a fase 0 do projeto verificando a adequação das especificações técnicas preliminares e se essas atendem aos requisitos gerais da missão e a avaliação de aspectos organizacionais do projeto.

- Revisão Preliminar de Requisitos (PRR)

Essa revisão tem por objetivo a aceitação dos planos e a confirmação da viabilidade técnicas do sistema, confirmando os requisitos gerais do sistema e abordando os requisitos específicos. Esta revisão conclui a fase A do projeto.

- Revisão Preliminar de Projeto (PDR)

O objetivo fundamental dessa revisão, além de concluir a fase B do projeto, é avaliar o projeto conceitual do sistema, validando a abordagem do projeto relacionado aos requisitos da missão.

- Revisão Crítica de Projeto (CDR)

A fase C é encerrada com a essa revisão, onde a análise de risco é atualizada e tem por objetivo avaliar as soluções de projeto por meio, principalmente, de testes realizados no modelo estrutural/térmico e modelo de engenharia, bem como o estado de qualificação dos processos críticos para a fabricação do modelo de qualificação. De forma simples, a atividade que deve ser realizada nesta revisão é examinar os detalhes finais de projeto e missão, plano de fabricação, planejamento de teste de aceitação de voo relacionado aos requisitos da missão/projeto.

- Revisão de Aceitação (AR)

O objetivo principal dessa revisão é demonstrar que o modelo de voo encontra-se livre de problemas advindos de erros operacionais e outros, e pronto para o uso especificado. Uma avaliação final da capacidade do sistema em satisfazer todos os requisitos da missão e verificar que seus subsistemas e equipamentos estão completamente prontos para a operação.

Wertz e Larson (1999) declaram que todo programa espacial progride por meio das fases de nível mais alto e que subfases podem ou não ser parte de um dado programa. Completam dizendo que o tempo requerido para completar o processo varia com o escopo, e que o tempo necessário para progredir, a partir do conceito inicial até o descarte ou fim dos recursos financeiros é dependente do porte da missão. Grandes e complexas missões espaciais normalmente requerem de 10 a 15 anos para desenvolvimento. Tem suas operações de 5 a 15 anos, enquanto missões menores, relativamente simples, requerem pouco mais de 12 a 18 meses para serem desenvolvidas. Esses operam de 6 meses a vários anos.

Todas as missões espaciais consistem de elementos ou componentes que são necessários e indispensáveis para o seu sucesso, conforme mostrado na Figura 2.4. E de acordo com Wertz e Larson (1999), na descrição de análise e concepção de missão espacial, a disposição desses elementos forma a arquitetura da missão espacial e que as várias organizações e programas definem seus elementos de suas missões de forma diferente, embora todos os elementos estejam presentes em qualquer missão espacial. Yassuda e

Perondi (2010) apresentam esses elementos divididos por segmentos, da seguinte maneira;

- Segmento Lançador: o veículo lançador e a infraestrutura de lançamento.
- Segmento Espacial: composto pela carga útil e pela plataforma do satélite.
- Segmento Solo: são os sistemas de comando, controle e comunicação que permanecem no solo atuando junto aos sistemas em voo.
- Segmento Usuário: É a comunidade usuária dos dados e serviços gerados pelas atividades espaciais.

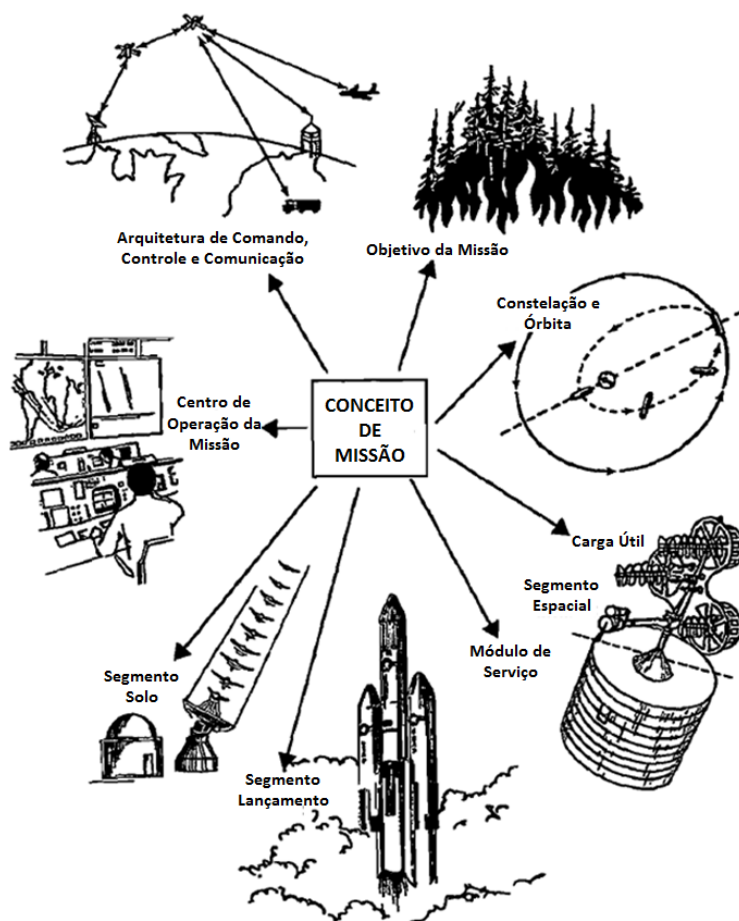


Figura 2.4 – Arquitetura de missão espacial.

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999).

A descrição dos elementos principais ilustrados na Figura 2.4 é apresentada a seguir de acordo com a definição de Wertz e Larson (1999):

- Carga útil: consiste de hardware ou software que realiza medição ou interage com o ambiente de forma atender o objetivo da missão.
- Módulo de serviço/plataforma: dá suporte a carga útil, além de fornecer meios para o seu funcionamento, provê a correção de atitude e órbita, potência, comando, telemetria e manipulação de dados, rigidez e estrutura, e controle de temperatura. A carga útil e o módulo de serviço juntos formam o satélite/espçonave.
- Elemento de lançamento: consiste da instalação de lançamento, veículo lançador e de qualquer estágio superior necessário para colocar o satélite/espçonave em órbita, tão bem quanto às interfaces, anel de acoplamento da carga útil e GSEs associados e facilidades.
- Órbita: é a trajetória ou caminho a ser percorrido pelo satélite/espçonave. Normalmente há uma órbita estacionária inicial separada, uma órbita de transferência, e a órbita final da missão.
- Arquitetura de comando, controle e comunicação: é a disposição de componentes que satisfazem os requisitos relacionados à troca de dados, controle e comando da missão.
- Elemento de solo: consiste de estações terrenas fixas ou móveis ao redor do globo ligadas por varias conexões de dados. Eles permitem comandar e rastrear o satélite/espçonave, receber processar telemetrias e dados de missão, e distribuir informações aos operadores e usuários.
- Operações de missões: consistem de pessoal, hardware e software que executa a missão e atendimentos a políticas, procedimentos e fluxo de dados.

2.3. Propriedades de Massa

O projeto de veículos espaciais é uma tarefa complexa devido ao seu caráter multidisciplinar, ou seja, devem-se considerar as interações entre os diversos componentes e subsistemas. A concepção da arquitetura mecânica de satélites artificiais inclui o posicionamento de seus equipamentos, visando atender a determinados

requisitos, tais como resistência estrutural, balanço de massa, dissipação térmica dos equipamentos eletrônicos, interferências eletromagnéticas, entre outros (CUCO, 2011).

Na definição de um novo programa de um projeto espacial segundo Boze e Hester (2009), há a necessidade e é de suma importância, ao longo do desenvolvimento do seu ciclo de vida, avaliar periodicamente as características das suas propriedades de. O conhecimento específico para esses projetos e principalmente para veículos lançadores é essencial. Além das restrições estruturais e dinâmicas que todos os projetos aeroespaciais possuem, veículos lançadores devem colocar suas cargas úteis em órbitas precisas e contratualmente definidas (CANNON; WETZEL, 2001).

O estudo de propriedades de massa segundo Pirk (1997) tem uma grande aplicação nas atividades espaciais, devido aos seus efeitos no movimento dos veículos aeroespaciais a sua determinação deve ser incentivada, devido à variação de massa desses veículos durante o voo e sua operação. O sucesso de uma missão de um satélite, por exemplo, dentre outros fatores, dependem da precisão da medição de suas propriedades de massa para atender os limites impostos tais como o valor de massa e a posicionamento do CG. O não cumprimento desses requisitos pode resultar na queda do satélite após o lançamento, ou o rápido consumo da capacidade dos propulsores na tentativa de apontar o satélite na posição correta, podendo resultar na perda de centenas de milhões de dólares (BOYNTON, 2008).

Segundo Zimmerman e Terry (2010), o CG tem um profundo efeito sobre a estabilidade de um sistema. Como descrito anteriormente para aeronaves, mísseis, foguetes e veículos espaciais, o CG que não atendendo as especificações pode resultar na incapacidade de o veículo ser controlado.

Para demonstrar a influência do CG sobre um projeto e citado por Zimmerman e Terry (2010), em 1994 um programa espacial foi cancelado devido ao CG mal calculado. O *Brilliant Pebbles* era um sistema não nuclear de satélite baseado em minimísseis desenvolvido para usar uma ogiva de alta velocidade. Durante o desenvolvimento de uma unidade de teste do *Brilliant Pebbles*, o programa dispensou o pessoal de propriedades de massa antes de o projeto ser completado. Como resultado, houve

conceitos de massa para as componentes que tinham sido arbitrariamente colocados no então atual CG calculado da unidade. Infelizmente, isto não era representativo na posição final das componentes, mas os projetistas continuaram como se aquela posição do CG estivesse correta. O erro foi descoberto quando o CG do veículo foi determinado por meio de um teste real, causando uma avaliação tardia no reprojeto e um atraso no cronograma. Para corrigir o problema, um acessório foi projetado e fabricado para mover o CG e alinhá-lo com os propulsores. Este projeto não apenas acrescentou massa e o aumento do tamanho do veículo, mas o atraso que isto causou foi longo o bastante para fazer com que o programa fosse eliminado antes que os testes de voo fossem iniciados.

Como visto, as propriedades de massa de um sistema ou veículo espacial são essenciais para os processos de desenvolvimento ao longo de todo seu ciclo de vida. Mathews (1998) apresenta um diagrama ilustrando para os vários grupos/equipes, conforme a Figura 2.5, o fluxo dos dados de propriedades de massa.

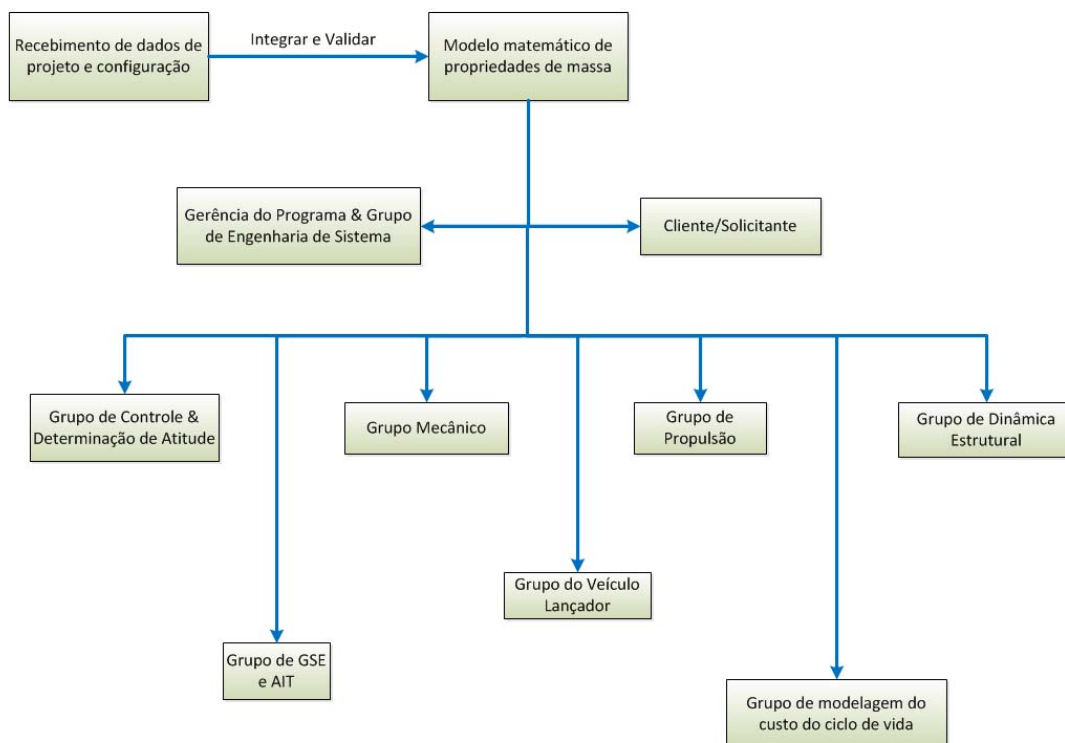


Figura 2.5 – Grupos que utilizam dados de propriedades de massa.

Fonte: Adaptada de Mathews (1998)

Pode-se observar a partir da Figura 2.5 que se dados imprecisos de propriedades de massa forem gerados e decompostos ao longo do programa, eles podem proporcionar erros na utilização e nas saídas de informações não atendendo aos requisitos da missão.

2.4. Conceito de Propriedades de Massa

As propriedades de massa de um corpo rígido em relação a um sistema convencional de eixos podem ser definidas por meio de dez grandezas mensuráveis, caracterizadas pelos termos que consistem em massa, localização do centro de gravidade (CG), momento de inércia (MOI) e produto de inércia (POI). A massa e as coordenadas do centro de gravidade podem ser determinadas estaticamente, ao passo que o momento e o produto de inércia são obtidos dinamicamente.

É comum erroneamente chamar-se de peso a massa de um corpo. Segundo a NASA (2009), as pessoas confundem os termos “massa” e “peso”, sendo usados muitas vezes como sinônimo, apesar de terem significados bem diferentes. Fisicamente, segundo Guido (2011), massa é uma grandeza escalar, pois apenas o numeral e a unidade de medida correspondente completam seu sentido, enquanto peso é uma grandeza vetorial, além do numeral e da unidade de medida, é necessário saber o seu módulo, direção e sentido. Para melhor entendimento, a massa não se altera se ela está sendo medida por exemplo, na terra ou na ISS (*International Space Station*), diferentemente do peso que é dependente da força gravitacional. Portanto, neste trabalho será utilizado o termo correto, ou seja, “massa”.

Para alguns itens das propriedades de massa, se faz necessária a padronização de um sistema de coordenadas de referência. Deste modo, para definição de um sistema de coordenadas de um objeto, de acordo com recomendações práticas (SAWE, 2011), oito tipos de informações são necessárias:

1. A localização dos pontos rígidos do veículo, os quais definem a localização dos eixos de referência;
2. A localização exata do triedro de referência;
3. Os símbolos matemáticos usados para definir os eixos de referência;

4. A direção dos valores positivos ao longo de cada eixo;
5. A origem dos eixos;
6. A direção positiva para rotação em torno de cada eixo;
7. A localização de um ângulo de rotação de zero grau;
8. As unidades utilizadas.

Entretanto, antes de seguir estas informações, tem-se o problema da definição dos símbolos matemáticos. Qualquer pessoa que tenha trabalhado no campo das propriedades de massa tem o conhecimento deste problema. A definição do X para determinado eixo de referência, para um grupo pode ser o Y, para outro grupo. Como os valores numéricos de propriedades de massa de um objeto são inteiramente dependentes do sistema de coordenada escolhido, é de extrema importância a definição precisa do sistema de coordenadas juntamente com os dados de propriedades de massa. Para minimizar esta confusão e tornar o trabalho da definição do sistema de coordenada de forma simples, a SAWE (1999) tem adotado dois sistemas de coordenadas padrão:

- Padrão “A”, que é usado para aeronaves ou qualquer outro veículo que voa;
- Padrão “S”, que é usado para qualquer objeto que orbita a Terra.

Como esta dissertação está focada em satélite, será explanado o Padrão “S”. Segundo esta mesma recomendação prática da SAWE (1999), este padrão é usado também, além de satélites, para reentradas de veículos. Neste padrão, os pontos do eixo X são no sentido do movimento do voo orbital e os pontos do eixo Z na direção da Terra conforme ilustrado na Figura 2.6. Se o objeto rotacionar, então a decisão de qual eixo é Y e qual é Z deve ser acordado. Se o veículo tiver apenas um plano de simetria, então os eixos X e Z deverão cair neste plano.

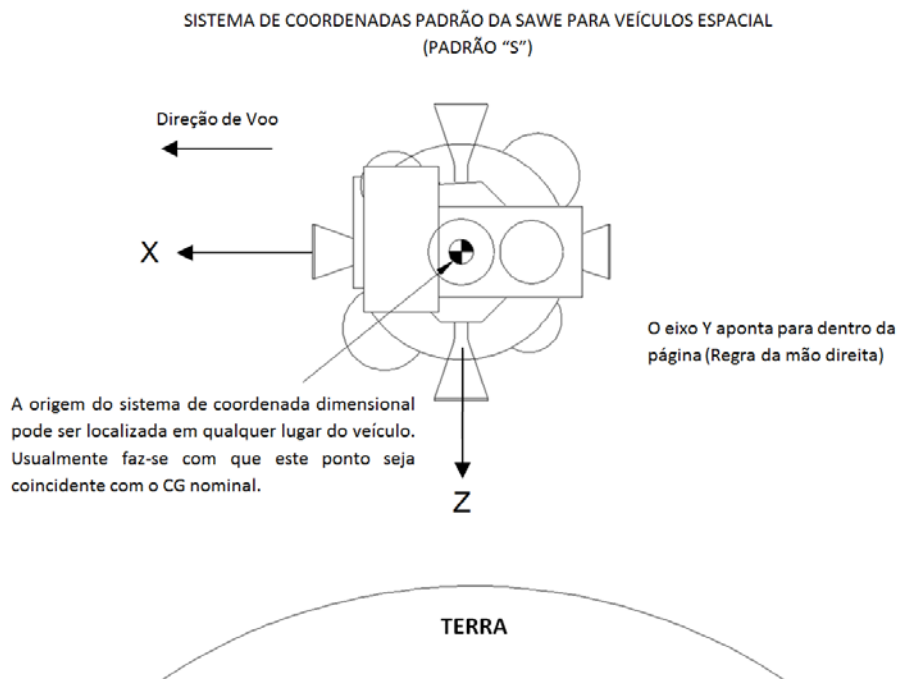


Figura 2.6 – Padrão “S” para veículos que orbitam a Terra.

Fonte: Adaptada da SAWE (1999)

De acordo com o *handbook* da SAWE (2011), a origem dos três eixos dimensionais do “corpo” pode coincidir com o CG nominal do satélite/espçonave, ou esta origem pode ser localizada em qualquer ponto rígido bem definido. Se o veículo possuir propulsores, usualmente a linha de centro dos propulsores passa por meio do CG nominal. A intersecção da linha de centro dos propulsores usualmente é a origem do sistema de coordenadas do sistema.

2.4.1. Massa

Massa é a quantidade de matéria de um objeto, sendo uma quantidade fixa (BOYNTON, 2001). A importância da massa é um aspecto fundamental e crucial na evolução de um programa espacial. Devido ao custo elevado de lançamento de cada quilo da carga útil em órbita, a previsão eficaz das propriedades de massa do veículo espacial é a base fundamental de qualquer projeto de veículo espacial. O gerenciamento de propriedades de massa começa nos estágios iniciais do programa, quando um

programa de gerenciamento eficaz de propriedade de massa é iniciado para garantir que a massa prevista não seja ultrapassada (SMC, 2005).

Uma descrição sobre os processos que incluem a massa será feita em detalhes no Capítulo 4, assim como os outros termos das propriedades de massa. Será descrita também a importância de observar as propriedades de massa ao longo do desenvolvimento do ciclo de vida de um satélite.

2.4.2. Centro de Gravidade (CG)

O CG de um objeto, também chamado de centro de massa, é o ponto do objeto que, definido por suas coordenadas, está em equilíbrio e gira naturalmente se um torque é aplicado. Uma maneira de fácil entendimento, o CG pode ser pensado como a localização do ponto onde um objeto fica em equilíbrio, se colocado sobre a ponta de uma faca, independentemente da orientação do objeto. Esse ponto é onde a força de gravidade do objeto atua (BOYNTON, 2001; OHANIAN III, 2003). O CG é um ponto singular para todo e qualquer corpo, em consequência, é o ponto sobre o qual a composição do corpo na ausência de outras forças rotaciona se atuada por uma força momentânea que não passa por meio do CG, ou por qualquer força paralela que atua em direções contrárias e tendem a produzir rotação (ZIMMERMAN; TERRY, 2010). O CG pode ser positivo ou negativo, dependendo da definição dos eixos de referências sobre o objeto (SAWE, 2011).

A localização do CG é expressa em unidade de comprimento ao longo de cada um dos três eixos definidos (X, Y, Z) pela geometria do objeto. Faz-se necessário prover um simples esboço para demonstrar claramente os eixos e seus sinais (BOYNTON; SAWE, 2011; WIENER, 1998). A distância a partir da origem do sistema de coordenada define a localização do CG em cada eixo (BOYNTON et al., 2001).

O *handbook* da SAWE (2011) recomenda os seguintes símbolos para CG (distância a partir da origem ao longo de um eixo);

- x é a distância ao longo do eixo X até o CG

- y é a distância ao longo do eixo Y até o CG
- z é a distância ao longo do eixo Z até o CG

Zimmerman e Terry (2010) tratam um satélite como um caso especial de míssil, que por definição, tem seu caminho fora da atmosfera; portanto, não há efeitos aerodinâmicos consideráveis sobre a estabilidade do satélite e por consequência, a distribuição de massa (e assim seu CG) se destaca na orientação do satélite. Dizem ainda que há vários meio de manter a orientação de um satélite, podendo usar propulsores e não alterar apenas a sua órbita, no caso em que a linha de empuxo passa pelo CG, mas também sua atitude (orientação no espaço), quando a linha de empuxo desses propulsores estiver passando fora do CG. Os propulsores trabalhando em direção oposta podem, em seguida, parar a rotação, quando o ponto de direção desejado foi atingido. Para complementação, Boynton (2008) declara que para a mudança de posição de satélite (órbita), é essencial que os propulsores atuem diretamente no seu CG, de outra maneira, o satélite irá rotacionar ao invés de se movimentar em linha reta. Desta forma, para conseguir o controle de orientação do satélite, o CG é o fator dominante na obtenção e manutenção da orientação do satélite no espaço (ou em relação ao planeta sobre o qual o satélite orbita).

O controle de CG é, comprovadamente, tão importante quanto manter um controle de massa de um sistema durante seu projeto e por meio do seu ciclo de vida. O fato de muitos desprezarem a sua importância pode resultar em sérias consequências, levando ao desastre, ou até mesmo o fim de um sistema como visto no caso do *Brilliant Pebbles*. Zimmerman e Terry (2010) afirmam que, devido ao grande efeito CG sobre quaisquer objetos físicos, este deve ser elevado a um status principal das propriedades de massa, ao invés de deixar em segundo plano, como ocorre atualmente.

2.4.3. Momento de Inércia (MOI)

O momento de inércia (MOI - *Moment of Inertia*), ou inércia rotacional, é a resistência que um corpo oferece ao movimento de rotação e requer apenas um eixo para sua referência. Embora isso possa ser teoricamente qualquer eixo na proximidade do objeto, esse eixo usualmente é o centro geométrico, o centro de rotação (isso se o objeto girar

sobre rolamentos), ou o principal eixo (BOYNTON et al.,2001; LEGGERINI; KALIL, 2003; VENEGAS, 2010). O MOI pode ser somente positivo, de modo que não haja nenhuma incerteza a respeito de sinais, podendo ser representado sobre três eixos paralelos aos eixos geométricos, passando por meio do CG do objeto (BOYNTON; WIENER, 1998; SAWE, 2011). Quando um objeto é livre para girar, ele vai girar em torno de um eixo passando pelo centro de gravidade. Por isso, é essencial conhecer o MOI para avaliar as características de voo de um satélite (SPACE ELETRONICS, 2011).

Da mesma forma que o CG, o *handbook* da SAWE (2011) recomenda os seguintes símbolos para o MOI em torno dos eixos do corpo (dimensional);

- I_{XX} é o momento de inércia em torno do eixo X
- I_{YY} é o momento de inércia em torno do eixo Y
- I_{ZZ} é o momento de inércia em torno do eixo Z

O MOI é usado na análise dinâmica de um objeto. Enquanto eles não são usados em muitos cálculos de projeto conceitual, eles ainda são importantes e devem ser calculados durante a fase de projeto conceitual (OHANIAN III, 2003). Um exemplo de um estudo onde os MOIs são críticos seria para determinar a resposta dinâmica do controle de atitude.

Considerando que o CG por si mesmo depende da distância a partir de um ponto de referência e da massa das componentes, os MOIs são dependentes da massa e do quadrado da distância da localização CG (ZIMMERMAN; TERRY, 2010).

2.4.4. Produto de Inércia (POI)

O produto de inércia (POI - *Product of Inertia*) é a característica de um objeto que causa desequilíbrio dinâmico, sendo a medida da antissimetria da distribuição de massa de um corpo em relação a um par de eixos a partir do seu centro de massa (SPACE ELETRONICS, 2011). Zimmerman e Terry (2010) descrevem o POI como desbalanceamento rotacional de um objeto com relação aos eixos rotacionais.

O POI é expresso nas mesmas unidades do que o MOI, mas pode ter polaridades tanto positivas como negativas, uma vez que essa quantidade é sequência da multiplicação das massas incrementais por duas distancias diferentes. O sinal do POI é ainda mais propenso ao erro do que o sinal dos dados do CG (BOYNTON et al., 2001; SAWE, 2011).

De acordo com Zimmerman e Terry (2010), o fato de o POI poder ter valores, tanto positivos quanto negativos, é um resultado direto dos CGs individuais e da forma como eles são determinados a partir do vetor de origem do sistema e a localização da massa em questão, resultando em valores positivos ou negativos baseado no sistema de coordenada utilizado.

Geralmente, o produto de inércia não é coberto em dinâmica nos cursos de graduação e, conseqüentemente, muitos engenheiros não estão familiarizados com este conceito. (BOYNTON et al., 2001)

O *handbook* da SAWE (2011) recomenda os seguintes símbolos para o POI;

- I_{XZ} é o momento de inércia em torno do eixo XZ
- I_{XY} é o momento de inércia em torno do eixo XY
- I_{ZY} é o momento de inércia em torno do eixo ZY

De acordo com Boynton et al.(2001), o produto de inércia requer três eixos de referência perpendiculares entre si. Embora qualquer eixo possa ser escolhido, é geralmente desejável selecionar o eixo de rotação do objeto ou a linha de centro geométrico. Se o objeto voa no espaço, então esse eixo é frequentemente definido pela localização dos propulsores.

Há casos especiais onde o POI pode ser nulo. Se estes casos são verdadeiros, podemos dizer que o objeto está em balanceamento dinâmico em torno do eixo (ou eixos) de rotação. Um eixo de rotação que tem um POI nulo deve necessariamente passar pelo CG e como consequência dessa afirmação é que, qualquer rotação que não passe pelo CG terá um POI não nulo. Portanto, a localização do CG em relação a um eixo de

rotação é um indicador de primeira ordem do desbalanceamento rotacional e, portanto, instabilidade do objeto. Nota-se, no entanto, que tendo apenas o eixo de rotação passando pelo CG é insuficiente para garantir o POI nulo em torno desse eixo (ZIMMERMAN; TERRY, 2010).

2.5. Determinação das Propriedades de Massa

A base das propriedades de massa de um veículo espacial normalmente é categorizada pelos métodos usados para determinação de seus valores, por exemplo: estimativa, cálculo ou medido. Propriedades de massa determinadas a partir de dados preliminares, tais como projetos anteriores, cálculos do esboço do desenho e análise teórica, são tipicamente considerados na categoria estimativa. Propriedades de massa determinadas a partir de dados de engenharias como desenhos ou modelos 3D e elementos projetados são considerados na categoria de cálculo. Propriedades de massa determinadas por medição ou por comparação de componentes quase idênticos, para os quais as medidas de propriedades de massa são disponíveis, estão na categoria de medido. A categoria de medido tem sido historicamente chamada de “real” (AIAA; ANSI, 1999; SAWE, 2012).

De acordo com a recomendação prática da SAWE (2012), a base (estimada, calculada, medida) de cada massa de componente deve ser incluída como parte dos dados de componentes gravados. Podem ser usadas tantas categorias quantas forem necessárias para definir com precisão o status das propriedades de massa. O total de cada uma dessas categorias deve ser registrado para fornecer um indicador de confiança das propriedades de massa tanto em nível de subsistemas quanto para o veículo completo.

Para cada etapa e principalmente na montagem, a massa, o CG, MOI e POI são especificados para atender às metas de desempenhos. A modelagem computacional permitirá ao projetista refinar as especificações para a estrutura, o sistema de propulsão, a carga útil e outros componentes para atender os requisitos de propriedades de massa necessários para o sucesso da missão (WIENER, 2005).

Como mencionado anteriormente, Boze e Hester (2009) citam que tanto a indústria naval como a aeroespacial empregam categorias de maturidade de massa estimada, calculada e medida, bem como definem essas categorias como mostrado na Tabela 2.2.

Tabela 2.2 – Categorias de status de maturidade de massa.

Massa Estimada	Massa determinada por qualquer outro meio que não o Calculado ou Medido.
Calculada	A massa de uma componente ou um subconjunto, como determinado pelo cálculo usando dados de engenharia que tenha completado o ciclo de projeto e aprovação durante durante a fase de projeto detalhado.
Medida (Real)	A massa de uma componente, subconjunto ou o veículo espacial total como determinado pela medição da massa de pelo menos um objeto representativo.

Fonte: Adaptada de Boze e Hester (2009)

Para o cálculo ou a medição de propriedades de massa de um objeto qualquer, o primeiro passo é estabelecer a localização exata dos pontos de referência iniciais usados para definir os eixos X, Y e Z. A precisão dos cálculos (e mais tarde sobre a precisão das medidas para verificar os cálculos) dependerá inteiramente da sabedoria usada para escolher esses pontos de referencia iniciais. Os eixos de referências devem ser localizados em pontos físicos do objeto que pode ser medidos com precisão. Embora para um objeto em forma de anel a linha de centro possa existir no meio do ar, isso pode ser medido com precisão e é, portanto, um bom local de referência tal como o centro de um furo com tolerância rigorosa, que pode ser identificado como a referência zero para identificar o eixo X. Sempre que possível, é recomendado que os objetos sejam projetados com pontos iniciais de referência para que os eixos de referência possam ser definidos para as medições de propriedades de massa (BOYNTON et al., 2001; SAWE, 2011). A recomendação prática da SAWE (1999) diz que é muito difícil mudar a definição de um sistema de coordenadas, uma vez que o projeto esteja em andamento.

A origem normalmente é na linha de centro do veículo e não necessariamente coincidente coma localização nominal do CG. Para evitar confusões deve-se preparar um desenho ou um esboço do objeto, demonstrando que a localização dos eixos deve

ser sempre acompanhada dos dados de propriedades de massa. Além disso, o desenho deve mostrar exatamente quais os pontos rígidos sobre o objeto a ser usado para uma localização precisa dos eixos de referência (SAWE, 2011). Boynton et al. (2001) dizem que teoricamente esses eixos podem ser em qualquer localização em relação ao objeto que está sendo considerado, desde que os eixos sejam mutuamente perpendiculares. No entanto, na realidade, a menos que os eixos sejam escolhidos de forma a obter uma precisão na identificação e medição, os cálculos não têm sentido.

2.5.1. Estimativa

Gillmer (1959) apud Boze e Hester (2009) diz que “se erros graves forem feitos na estimativa tanto nos valores de massa quanto na posição inicial do CG durante a fase de concepção preliminar, sérios atrasos ou até mesmo o abandono de todo o projeto pode estar envolvido”.

A experiência tem mostrado que um veículo seja ele um navio, aeronave ou veículo aeroespacial de qualquer tipo, complexidade ou tamanho, tem uma tendência durante sua concepção, construção e validação, a um aumento em relação às estimativas iniciais de engenharia. Inevitavelmente, há uma tendência de a massa do veículo aumentar e o CG se deslocar (BOZE; HESTER, 2009).

A massa é a entidade mais típica desejável para estimativa e o CG o é quase sempre. Estimativas dos termos de inércias são menos comuns nas fases iniciais do projeto do produto, mas tornam-se necessárias quando característica de estabilidade e desempenho de movimento dinâmico são exigidas. A estimativa de propriedades de massa pode ser importante para todas as fases do ciclo de vida de um produto e as organizações definem diferentes tipos de fases de ciclo de vida de um produto que engloba o status do produto a partir da identificação das necessidades desde a vida operacional até o descarte do produto (SAWE, s/d).

A estimativa de propriedades de massa é exigida no início do desenvolvimento do produto. Um exemplo é o que acontece durante a fase de exploração dos conceitos e nas fases de definição do produto, no qual as estimativas iniciais auxiliam nos casos de

estudo da arquitetura de engenharia de sistema garantido que valores apropriados sejam usados para avaliar o desempenho e no desenvolvimento das cargas de projeto do veículo (SAWE, s/d).

As estimativas de propriedades de massa refletem a mais provável propriedade de massa baseada em requisitos e critério de configuração específica como entendimento nesse momento (SAWE, 2005). No entanto, de acordo com Heim e Pertermann (2008), o manuseio dessas propriedades de massa com as combinação de diferentes configurações é uma das mais complexas tarefas a serem executadas.

De acordo com o Departamento de Defesa Americano (DoD, 1998), a informação útil do subsistema é gerada quando as massas de cada componente são acumuladas em uma base de dados. Os usos das massas do subsistema incluem o rastreamento da massa durante a concepção proposta para um novo veículo e a melhoria dos bancos de dados usados para o refinamento dos métodos de estimativa de massa. É necessário empenhar por uma consistência em relação às componentes que compõem cada subsistema e se os objetivos de avaliação e estimativa da massa do subsistema são alcançados.

A fim de estimar as propriedades de massa de um veículo, cada um dos componentes do veículo deve ser contabilizado, o qual representa um grande desafio no gerenciamento dos dados. Uma vez que o banco de dados de propriedades de massa está em vigor, uma lista detalhada de todos os componentes que constitui esse sistema deverá ser organizada como necessidade por categoria e subcategoria, ou função e subfunção (BOZE; HESTER, 2009).

Pessoal capacitado, com conhecimento específico, além das experiências relacionadas a propriedades de massa é essencial para obter uma boa estimativa. Para Gilliam (2005), esse pessoal deve ser capaz de prever precisamente a massa do sistema, ter a confiança da gerência de que a massa está dentro de uma margem possível de alcançar e, em seguida, ser capaz de controlar a massa por meio das fases do programa.

Com base no documento da SAWE (s/d), estimativas de propriedades de massa devem ser baseadas no princípio de 50/50. Este princípio exige que haja chance igual de o valor

real ser tanto menor quanto maior for o valor estimado. Análises de incerteza podem ser formalmente implementadas para entender o impacto do desvio da estimativa 50/50. O controle de propriedades de massa processa considerações para margens apropriadas, reservas e fatores de aumento. Otimismo e pessimismo iniciais na estimativa de propriedades de massa são evitados por trabalhar no princípio de 50/50. Pode-se pensar na massa estimada como a determinação das massas das unidades do sistema multiplicado pelo número de unidades correspondentes que em adição corresponde ao sistema total. Sem considerar as incertezas de natureza conhecida e desconhecida, a técnica básica de estimativa de massa é apresentada conforme segue;

$$m_{sistema} = \sum m_{unidade} \quad [2.1]$$

Ocultas dentro dessa representação simples estão as sutilezas de definição de uma unidade e a determinação de uma estimativa apropriada e frequentemente a parametrização do projeto dessas quantidades de massa das unidades.

As estimativas de massa podem ser obtidas de duas maneiras; na decomposição *Top-Down* (Visão geral para uma visão detalhada) ou *Bottoms-Up* (visão detalha até uma visão geral). Isso ocorre com base nas estimativas iniciais, a partir da visão geral do trabalho da decomposição até um nível necessário e na determinação da massa do sistema pela integração, a partir dos níveis mais baixos dessa decomposição. A abordagem *Top-Down*, na estimativa de massa, inicia-se com a abordagem da unidade que pode ser de todo o sistema em questão e não somente de um. Esta massa estimada é então alocada por meio dos vários elementos no sistema para rastreamento no nível de subsistema. Técnicas *Bottoms-Up* de estimativa de massa de um sistema iniciam com mais informações sobre cada subsistema, em níveis muito mais baixos de uma decomposição do sistema, as várias massas unitárias vezes o número de suas unidades empregadas são fatorados e somados por meio da decomposição da estrutura para alcançar cada vez mais nas componentes, partes, subconjuntos, conjuntos e finalmente as propriedades de massa do sistema total (SAWE, s/d).

Normalmente é utilizada uma decomposição conhecida como decomposição funcional (FBS - *Functional Breakdown Structure*), para rastrear todas as massas que compõem todo o veículo. Estimativa de massa do veículo torna-se uma integração de estimativa de massa para cada elemento decomposto do sistema.

Segundo o Departamento de Defesa Americano (DoD, 1998) e recomendação prática da SAWE (2012), as propriedades de massa devem ser categorizadas. A massa total de cada subsistema deve ser decomposta para um segundo nível de detalhe. Esse segundo nível de detalhe deve ser construído de forma a fornecer informações úteis para a estimativa de massa, demonstrando ainda uma decomposição representativa do subsistema a um segundo nível de detalhe, conforme apresentados na Tabela 2.3. Uma decomposição de um segundo nível de detalhe para um terceiro nível pode ser útil e às vezes necessária para uma estimativa de massa mais precisa.

Tabela 2.3 – Decomposição funcional de um satélite.

Decomposição funcional (FBS)	
1. Carga útil	4. Energia elétrica
2. Estrutura	4.1 Painel solar
2.1 Estrutura primária	4.1.1 Células solares
2.1.1 Perfil principal	4.1.2 Direcionadores
2.1.2 Equipamentos, <i>bulkheads</i> e plataforma	4.2 Baterias
2.1.1 Suporte das tubeiras	4.3 Conversores
2.2 Estrutura secundária	4.4 <i>Power switches</i>
2.2.1 Estrutura mecânica do tanque de propulsão	4.5 Integração elétrica (cablagem, conectores, etc.)
2.2.2 Suporte das rodas de reação	5. Orientação, Navegação (Sensores)
2.2.1 Encaixe de rentação do painel solar (YOKE)	6. Gerenciamento de dados (OBDH)
2.3 Adaptador, separação	7. Telemetria, rastreo e comando
2.4 Integração mecânica (hardware, fixadores, etc.)	8. Controle de orientação (AOCS)
3. Controle térmico	9. Propulsão
3.1 Aletas térmicas (<i>louvers</i>)	9.1 Propulsores
3.2 Tubos de calor (<i>Heat pipes</i>)	10. Flúidos (Combustível)
3.3 Isoladores (graxa térmica, MLI e filme Al e In)	
3.4 Superfície espelhada (OSR), pintura	

Fonte: Adaptada da SAWE (2012)

Para facilitar a avaliação da massa do subsistema durante as fases iniciais de projeto e melhorar as técnicas de estimativas de massa, a partir da Tabela 2.3, as seguintes informações podem ser úteis (DoD, 1998; SAWE, 2012):

- a. Esboço do veículo demonstrando as principais dimensões e o sistema de referência de coordenadas;
- b. Concepção do projeto;
- c. Descrição do subsistema de energia elétrica (painel solar, baterias);
 - Área do painel solar, espessura das células, espessura da cobertura de vidro, tipo de materiais;
 - Tipo de bateria, intensidade da descarga, capacidade, números de células de baterias;
 - Tensão do barramento, números de barramentos;
- d. Controle de atitude;
 - Tipo (momento, magnético, propulsão, etc.);
 - Precisão de apontamento;
- e. Subsistema de propulsão – para manobras ou mudanças de órbitas;
 - Tipo de propelente;
 - Método de pressurização;
 - Número de tanques e o tamanho deles;
 - Número de propulsores e taxa de empuxo;
 - Incremento total da velocidade;
- f. Controle Térmico
 - Tipo (Pintura, isolamento, aletas térmicas, tubos de calor, refrigeração);
 - Área do radiador;
- g. Estrutura
 - Tipo(s) de material;
 - Tipo(s) de construção;
- h. Carga útil.

À medida que o sistema vai avançando no seu desenvolvimento, as estimativas vão sendo refinadas e os cálculos então podem ser realizados. As medições serão realizadas primeiramente para qualificar o sistema estrutural e ser comparado com os cálculos.

Como definido anteriormente, as estimativas das propriedades de massa são determinadas a partir de dados preliminares, tais como projetos anteriores, cálculos do esboço do desenho e análises teóricas. Não há uma regra para uma boa estimativa das propriedades de massa, mas projetos anteriores com características parecidas são um indicio para realizar uma excelente estimativa.

2.5.2. Cálculo

Como descrito anteriormente, o primeiro passo para calcular as propriedades de massa de um objeto é estabelecer a localização dos eixos de referência para alcançar uma precisão dos cálculos (e mais tarde na precisão das medições para verificar os cálculos).

Descrito no *handbook* da SAWE (2011), a maior fonte de erros encontrados nos cálculos de propriedades de massa está nas incertezas da referência. A localização do CG é expressa em unidade de comprimento, ao longo de cada um dos três eixos definidos (X, Y e Z) mutuamente perpendicular. Esses são as três componentes do vetor de distância a partir da origem do sistema de coordenada para a localização do CG. O CG das composições de massa é calculado a partir dos momentos tomados sobre a origem.

Zimmerman e Terry (2010) demonstram que o CG é calculado pela somatória do momento criado pela distância a partir de um ponto fixo e dividindo o momento resultante pela massa total do objeto. O valor assim obtido é dependente do ponto de referência. Matematicamente, o CG em torno de um eixo indicado com \mathbf{X} pode ser expresso como demonstra a Equação 2 e devendo ser repetido para todos os eixos ortogonais.

$$CG_x = \frac{\sum_n m_n \times x_n}{\sum_n m} \quad [2.2]$$

Boynton (2001) demonstra um exemplo do cálculo do CG de um objeto simétrico ao longo do eixo. A partir da consideração de uma haste redonda de metal, com dois pesos cilindros, conforme mostrado na Figura 2.7. A partir da simetria, o CG do objeto está na sua linha central. A localização do CG, ao longo do comprimento, pode ser determinada pela somatória dos momentos em torno do eixo de referência que está na parte inferior da Figura 2.7 ($X=0$).

Assumindo que a massa dos elementos são $m_a = 5,75 \text{ kg}$, $m_b = 2,10 \text{ kg}$ e $m_c = 1,25$

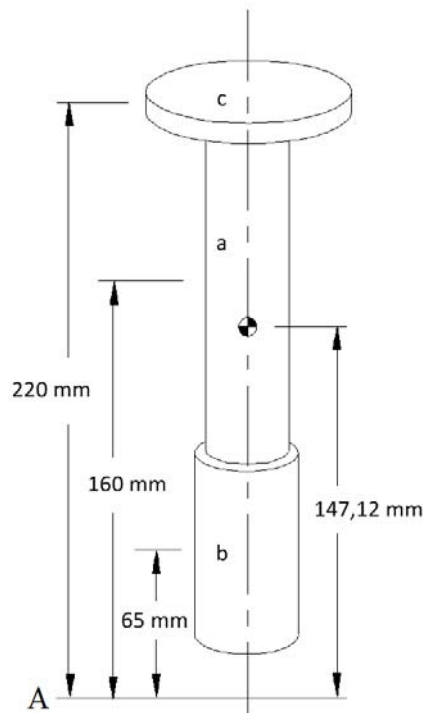


Figura 2.7 – CG ao longo de um único eixo (Z).

Fonte: Adaptada de Boynton (2001)

$$M_a = m_a z_a \quad M_a = 5,75 \times 0,16 = 0,92 \text{ kg} \cdot \text{m} \quad [2.3]$$

$$M_b = W_b z_b \quad M_b = 2,10 \times 0,065 = 0,1365 \text{ kg} \cdot \text{m} \quad [2.4]$$

$$M_c = W_c z_c \quad M_c = 1,25 \times 0,22 = 0,275 \text{ kg} \cdot \text{m} \quad [2.5]$$

$$m_{Total} = 9,05 \text{ kg} \quad [2.6]$$

$$M_{Total} = 1,3315 \quad [2.7]$$

$$CG_Z = \frac{M_{Total}}{m_{Total}} = \frac{1,3315}{9,05} = 147,12mm \quad [2.8]$$

Da mesma forma Boynton (2001) também demonstra que o CG de um corpo assimétrico pode ser calculado da mesma maneira como de um simples eixo, conforme demonstrado acima, sendo considerado cada eixo separadamente (Figura 2.8).

Considerando um cilindro com retângulos anexados, o CG de cada componente é conhecido por simetria, cálculo, ou por medida. Um conveniente quadro de referência é atribuído, neste caso, de tal forma que o CG de cada componente caia sobre os eixos, e os momentos compensados são somados ao longo de cada eixo. As dimensões apresentadas são para o CG de cada componente a partir da origem.

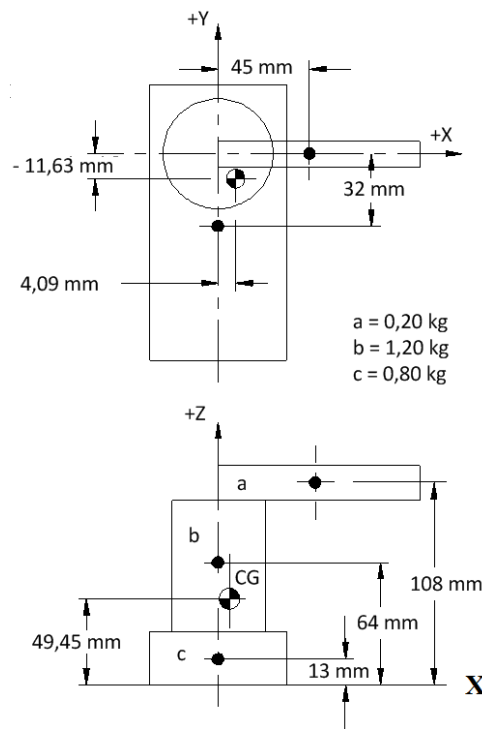


Figura 2.8 – CG ao longo dos três eixos (X, Y e Z).

Fonte: Adaptada de Boynton (2001).

$$M_X = M_a + M_b + M_c \quad [2.9]$$

$$M_X = 0,20(0,045) + 0 + 0 = 0,009kg \cdot m \quad [2.10]$$

$$CG_x = \frac{M_x}{m_{Total}} = \frac{0,009}{2,20} = 4,09mm \quad [2.11]$$

$$M_y = M_a + M_b + M_c \quad [2.12]$$

$$M_y = 0 + 0 + 0,80(-0,032) = -0,0256kg \cdot m \quad [2.13]$$

$$CG_y = \frac{M_y}{m_{Total}} = \frac{-0,0256}{2,20} = -11,63mm \quad [2.14]$$

$$M_z = M_a + M_b + M_c \quad [2.15]$$

$$M_z = 0,20(0,108) + 1,20(0,064) + 0,80(0,013) = 0,1088kg \cdot m \quad [2.16]$$

$$CG_z = \frac{M_z}{m_{Total}} = \frac{0,1088}{2,20} = 49,45mm \quad [2.17]$$

Para um objeto de forma mais complexa tal como um satélite, o CG pode ser calculado da mesma maneira que o exemplo demonstrado anteriormente, calculando cada componente do sistema.

O momento de inércia, ou inércia rotacional de um corpo composto, descreve a resistência à aceleração angular do corpo quando atuado por um torque em relação à distribuição de massa em torno de um eixo de rotação, onde a massa pode ser descrita pelo rearranjo em termos da segunda lei de Newton (ZIMMERMANTERRY, 2010):

$$I = \frac{\tau}{\alpha} \quad [9]$$

onde I = MOI; τ = torque aplicado e α = aceleração angular.

Segundo Boynton et al.(2001), quanto maior for a distância que a massa se encontra a partir do centro de rotação maior o momento de inércia. Chamado também de segundo momento para um ponto de massa em torno de um eixo arbitrário, o autor descreve o momento de inércia da seguinte maneira:

$$I = m \times d^2 \quad [2.10]$$

onde $I = \text{MOI}$; $m = \text{massa do elemento}$ e $d = \text{distância a partir do ponto de massa até o eixo de referência (ou raio de rotação)}$, conforme mostra a Figura 2.9.

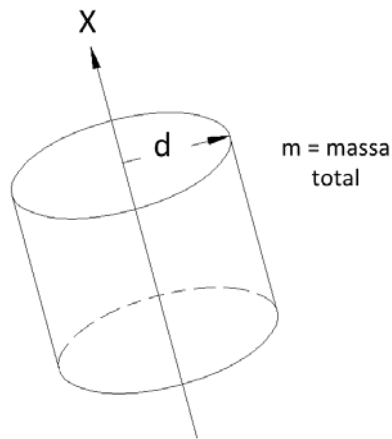


Figura 2.9 – Momento de inércia em torno de um eixo arbitrário.

Fonte: Adaptada de Boyton et al. (2001)

Em qualquer objeto haverá três eixos, mutuamente perpendiculares, que interseccionam o CG para o qual o POI será nulo. Para um cilindro perfeito, esses eixos correspondem à linha de centro do cilindro, além de dois eixos mutuamente perpendiculares que passam pelo CG em qualquer orientação (desde que o cilindro tem perfeita simetria). Esses eixos são chamados de “eixos principais”. O MOI do objeto é máximo em torno de um eixo principal e mínimo em torno de outro eixo principal. Um veículo estabilizado por rotação deverá rotacionar em torno de um eixo principal (normalmente o eixo de menor inércia) (BOYNTON et al., 2001). Mas definir o MOI, somente um eixo é necessário, e embora qualquer eixo possa ser escolhido como uma referência, em geral é desejável escolher um eixo de rotação ou o eixo que passa pelo CG, de modo que os produtos de inércia sejam nulos (SAWE, 2011).

Para o cálculo do momento de inércia próprio de um elemento, considerando que para a maioria das componentes que compõem um satélite tem formas próximas de um prisma retangular e/ou de cilindro e para um cálculo inicial esse pode ser considerado. O

handbook da SAWE (2011) apresenta o cálculo para essas formas para cada eixo como sendo:

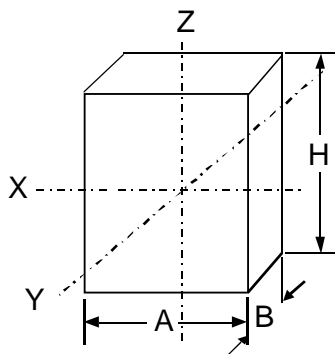


Figura 2.10 – Prisma retangular.

Fonte: Adaptada de SAWE (2011)

$$I_x = \frac{m}{12}(B^2 + H^2) \quad [2.11]$$

$$I_y = \frac{m}{12}(A^2 + H^2) \quad [2.12]$$

$$I_z = \frac{m}{12}(A^2 + B^2) \quad [2.13]$$

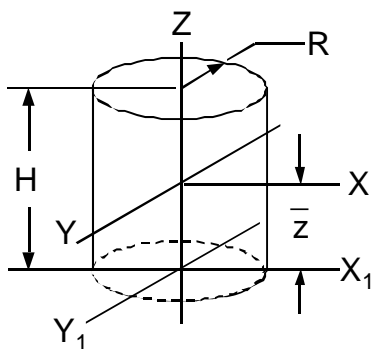


Figura 2.11 – Cilindro circular.

Fonte: Adaptada de SAWE (2011)

$$I_x = I_y = \frac{m}{12}(3R^2 + H^2) \quad [2.14]$$

$$I_{x_1} = I_{y_1} = \frac{m}{12}(3R^2 + 4H^2) \quad [2.15]$$

$$I_z = \frac{mR^2}{2} \quad [2.16]$$

Se o cálculo do MOI for para um objeto de forma complexa, deve-se escolher um eixo de simetria do objeto para simplificar o cálculo. Esse eixo pode ser transferido mais

tarde para o eixo desejado, usando o “teorema dos eixos paralelos” (BOYNTON et al., 2001; SAWE,2011).

Segundo o *handbook* da SAWE (2011) e Boynton (2001), o teorema dos eixos paralelos é formado pela seguinte equação:

$$I_a = I + m \times d^2 \quad [2.17]$$

onde I_a é o MOI da componente em relação ao eixo de referência, I o MOI da componente, m a massa da componente e d é o deslocamento a partir do CG da componente até o eixo de referência. O teorema é usado com muita frequência para o cálculo de MOI de objetos aeroespaciais. O MOI de cada componente ou equipamento é primeiramente calculado ou medido em torno do eixo que passa pelo seu CG. O triedro de referência desses equipamentos para a determinação desses CG é definido, segundo Kakizaki, baseado na sua posição de montagem relacionado ao eixo de referência do sistema espacial, de modo que os eixos (equipamentos e sistema) sejam paralelos. O teorema dos eixos paralelos é então utilizado para determinar o MOI total do veículo a partir de MOI de cada componente relacionado ao eixo principal do sistema espacial.

Uma forma para entender melhor o teorema dos eixos paralelos e demonstrado a partir da Figura 2.12. Se o MOI de um objeto em torno do eixo A-A que passa pelo CG I_A , então o MOI em torno do eixo B-B é dado por (BOYNTON; WIENER, 1998; SAWE, 2011).

$$I_B = I_A + d^2 \times m \quad [2.18]$$

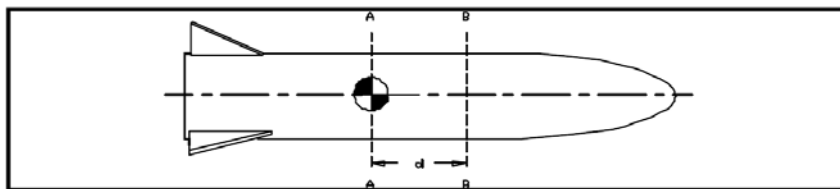


Figura 2.12 – MOI determinado usando o teorema dos eixos paralelos.

Fonte: Adaptada da SAWE (2011)

Como o CG, três eixos mutuamente perpendiculares são necessários para definir o POI. Embora qualquer eixo possa ser escolhido, é geralmente desejável selecionar o eixo de

rotação do objeto de rotação como um eixo. Se o objeto voa no espaço, então este eixo é frequentemente definido pela localização dos propulsores (SAWE, 2011).

Boynton (2001) demonstra um exemplo de como pode ser calculado o POI. Considerando um cilindro perfeitamente equilibrado em rotação sobre rolamentos e uma pequena massa cujo POI é nulo é montado sobre o cilindro. O POI devido a esta massa, conforme mostra a Figura 2.12 e considerando que esta massa = 0,146kg, o raio do CG da massa = 305 mm e a altura entre o CG do cilindro e o CG da massa = 610 mm, pode ser expresso da seguinte maneira:

$$P_{ZX} = m \times d_z \times d_x \quad [2.19]$$

$$P_{ZX} = 0,146 \times 0,305 \times 0,610 = 0,027 \text{kg} \cdot \text{m}^2 \quad [2.20]$$

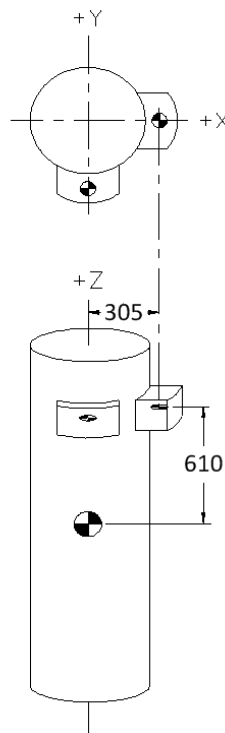


Figura 2.12 – Cilindro com uma pequena massa adicionada.

Fonte: Adaptada de Boynton (2001)

O *handbook* da SAWE (2011) exemplifica o POI considerando um cilindro homogêneo balanceado, para o qual duas massas iguais foram anexadas e separadas de 180°, e

espaçado equidistante ao longo do comprimento a partir do CG do cilindro. A soma dessas duas massas não ira alterar o CG do cilindro, permanecendo o cilindro estaticamente balanceado. No entanto, se esse cilindro for rotacionado em torno do eixo vertical Z, conforme a Figura 2.13, uma força centrífuga surgirá atuando por meio das duas massas e forças paralelas atuando em posições contrárias. Se um cilindro é montado em rolamentos, então essas forças paralelas ocasionam uma força senoidal a ser exercida contra os rolamentos quando o cilindro rotacionar. Se o cilindro está rotacionando no espaço, o eixo de rotação do cilindro desloca-se alinhando a uma condição, onde as forças centrífugas são equalizadas. A distribuição de massa na qual resulta em um par de momentos quando o objeto é rotacionado é chamado de produto de inércia.

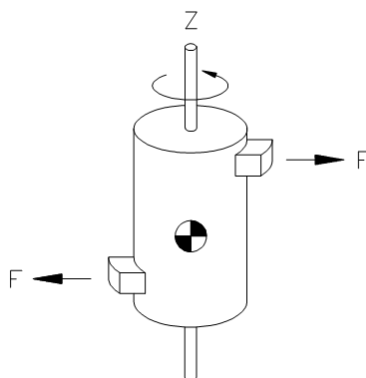


Figura 2.13 – Cilindro com massa adicionada resultando em forças equalizadas.

Fonte: Adaptada da SAWE (2011)

Boynton et al.(2001) demonstram em seu trabalho varias situações onde calcular e como calcular o POI. Mas como aplicação desta dissertação será focada na plataforma multimissão (PMM) onde o POI pode ser considerado nulo, não serão demonstrados esses exemplos.

2.5.3. Medição

As atividades de medições de propriedades de massa consistem em se determinar a massa, o CG (ou centro de massa), o MOI e o POI, sendo uma caracterização matemática com parâmetros que descrevem a distribuição de massa em um corpo rígido. O objetivo da medição é avaliar o cumprimento dos requisitos do lançador, tanto

em relação à massa quanto em relação ao centro de massa, como também o cumprimento dos requisitos do controle de atitude e órbita do satélite (INCOSE, 2010; KAKIZAKI, 2011).

A determinação da massa se faz necessária nos mais diversificados ramo de atividade, principalmente na área aeroespacial. Por outro lado, o conhecimento das demais propriedades de massa, tais como CG, MOI e POI torna-se uma necessidade em função de parâmetros a serem otimizados em um projeto.

Um dos procedimentos finais sobre o satélite é, tipicamente, a medição de propriedades de massa da montagem completa na configuração de lançamento. De acordo com Wiener (2005), no mínimo, a massa, o CG e o MOI sobre o eixo de rotação do satélite devem ser medidos nesse momento. Essa medição é realizada para confirmar que essas grandezas estão dentro das tolerâncias especificadas. Se, por alguma razão, essas grandezas não estiverem dentro da tolerância, algumas massas de balanceamento poderão ser adicionadas para pequenas correções, pois é tarde demais para corrigir erros significativos que possam ter sido causados durante a fabricação de componentes ou durante a montagem.

Boynton e Wiener (1998) e também o *handbook* da SAWE (2011) apresentam diferentes métodos para medir CG de um objeto, podendo ser estático ou dinâmico. O método estático depende somente da força gravitacional que atua sobre objeto, sendo que esse tipo de medição preferível em relação ao dinâmico. Em contraste com o método estático, o método dinâmico utiliza-se de rotação ou medição do MOI do objeto a partir da sua oscilação. Consequentemente, o método dinâmico geralmente é menos preciso e mais difícil de realizar do que o método estático. Além desses métodos de medição, no *handbook* da SAWE (2011) são descritas nove etapas necessárias para as medidas de propriedades de massa de um objeto conforme se segue;

1. ***Definir os detalhes das propriedades de massa que precisem ser medidas e a precisão exigida da medida.*** Ocasionalmente esta tarefa já foi preparada por alguém, mas outras vezes pode ser solicitada a medição de propriedades de

massa, sem receber muita orientação sobre o que deverá ser medido ou a precisão exigida.

2. ***Escolher o tipo correto de instrumento de medição.*** Essa escolha deverá ser conduzida pela disponibilidade existente do equipamento, precisão exigida, custo e adequação ao ambiente de medição.
3. ***Definir as coordenadas do sistema sobre o objeto a ser usado como os eixos de referência de propriedades de massa.*** Qualquer objeto possui um infinito número de valores da localização do CG, MOI e POI, dependendo de onde os eixos de referência são definidos. Os eixos podem estar relacionados com o centro de geometria do veículo, na linha dos propulsores, ou podem depender da interface de ligação de outro estágio do veículo.
4. ***Definir a posição do objeto sobre a mesa da máquina de medição de propriedade de massa.*** Há um número infinito de maneira que uma carga útil pode ser montada sobre a mesa da máquina de propriedades de massa. Enquanto as propriedades de massa da carga útil estão fixas, os dados medidos serão dependentes da orientação da carga útil em relação ao sistema de coordenadas de medidas. Para evitar confusões, deve ser feito um desenho ou um esboço da posição da carga útil sobre a mesa da máquina. Desta maneira, os dados de medidas poderão ser interpretados corretamente.
5. ***Determinar a precisão dimensional do objeto a ser medido.*** Isto pode ser o fator limitante da precisão.
6. ***Projetar um dispositivo mecânico, quando necessário, para montar o objeto em uma posição adequada em relação ao instrumento de medição.*** Isto é necessário para medir o objeto nos vários eixos e garantir a precisão de fixação do objeto sobre a mesa do equipamento.

7. **Verificar a posição do objeto sobre a mesa do equipamento.** Isto será necessário para determinar o eixo de medida do objeto a ser medido e a precisão de fixação do objeto sobre a mesa do equipamento.
8. **Realizar as medidas de propriedades de massa.** Esta pode ser a parte mais rápida do trabalho.
9. **Efetuar o relatório dos dados das propriedades de massa.** Após a realização das medições, os resultados poderão ser reportados a alguém. Deverá ser definida a posição dos eixos de medida. Normalmente, o próprio solicitante fornece a definição do triedro de referência.

É importante ressaltar que durante a medição das propriedades de massa para qualquer objeto, e muito mais para um satélite, deve-se evitar o fluxo de ar sobre o objeto durante a execução das medições.

Na sequência, serão apresentados como essas medições são, atualmente, realizadas no Laboratório de Integração e Teste (LIT) do INPE.

Para a medição da massa, há duas possibilidades, dependendo do dimensional do objeto. A forma mais simples é a obtenção da massa por meio de uma balança e, caso o objeto apresente forma complexa ou não ser possível medi-lo usando uma balança, a massa é obtida por meio de um dinamômetro fixado a um gancho da ponte rolante.

Para a medição do CG de um objeto, o LIT utiliza de dois métodos, também dependendo da massa e dimensionamento do espécime. Se a massa do espécime a ser medido for de até 20 kg e possuir forma simples e pequena, o método utilizado constitui de uma balança de precisão de 16 kg e uma plataforma de alumínio, com três pontos de apoio esférico, um sobre a balança e dois sobre um dispositivo nivelador, conforme mostra a Figura 2.14.



Figura 2.14 – Meios de medidas de CG.

Fonte: INPE. LIT (2012)

Para os demais objetos ou no caso o satélite, pode ser utilizado equipamentos próprios para medir o CG, desde que o espécime atenda aos limites dos equipamentos.

O princípio do primeiro método para a determinação do CG de um espécime, conforme ilustrado na Figura 2.14, deverá utilizar um conjunto de plataforma, uma balança e um nível de bolha e, a partir de uma série de operações, de forma obter a variação do momento para cada eixo medido (X, Y, Z). O eixo de medida é no plano transversal da plataforma em direção à balança. As medições devem ser em vazio (plataforma + adaptador) e com o espécime (plataforma + adaptador + espécime) para cada eixo e o CG para todos os eixos, será obtido por meio de cálculos feitos a partir dos dados obtidos mais valores referentes ao espécime e valores referentes à plataforma utilizada. Da mesma forma que o primeiro método, o segundo método visa obter a variação do momento para cada eixo medido seguindo a mesma lógica. A diferença está na facilidade de obter os valores a partir de instrumentos do equipamento para medição do CG.

Para determinação do momento de inércia do espécime é utilizado o pêndulo de torção e esta medição deve ser realizada em torno do eixo perpendicular ao plano do pêndulo. Em princípio, a medida é baseada em um sistema massa-mola, que é acionado a partir de sua posição de repouso por meio de um atuador, onde o sistema é acionado apenas

uma vez para cada ciclo, sendo realizada a aquisição da amplitude e a partir da duração do período é realizado o cálculo do momento de inércia. Para a realização das medições, a medida deverá ser executada em vazio (mesa + adaptador) e com o espécime para cada eixo (X,Y,Z).

Da mesma forma como realizado no LIT, Boynton (2001) e o *handbook* da SAWE (2011) afirmam que as medidas do MOI de um objeto se baseiam na mudança da frequência natural de oscilação do pêndulo de torção resultante da adição da massa do objeto. Esta mudança da frequência natural é comparada com a mudança da frequência natural que ocorre quando medido em vazio (mesa + dispositivo mecânico). A combinação total do MOI de um objeto em teste, seu suporte e o próprio instrumento pode ser calculada a partir da seguinte fórmula:

$$I_x = CT_x^2 \quad [2.34]$$

Onde I_x é igual ao momento total de inércia, C é a constante de calibração do instrumento (em função da sua rigidez a torção), e T_x é o período de oscilação em segundos.

Para o POI, Boynton (2001) e o *handbook* da SAWE (2011) descrevem dois métodos que podem ser utilizados para sua medição:

1. O objeto pode ser rotacionado em uma máquina de balanceamento dinâmico, e as forças de reações sobre os rolamentos da mesa são medidas. O POI pode ser então, determinado pela realização de cálculo que envolve as grandezas de força dos rolamentos e suas relações de fases e a altura do CG do objeto em torno da superfície de montagem sobre a mesa da máquina. Para as medidas de foguetes e satélites, a rotação é usualmente em torno de 100 RPM. Isto minimiza os efeitos da turbulência do ar.
2. No segundo método, o POI pode ser determinado fazendo uma série de medidas do MOI com o objeto orientado em seis diferentes posições. O POI pode ser então calculado usando fórmulas que envolvem o ângulo de rotação das

diferentes posições medidas. O MOI é medido pela oscilação do objeto sobre a mesa de um pêndulo torsional.

Boynton e Wiener (1998) declaram que para casos gerais, o número de medidas necessárias para calcular o POI são nove: três em cada três planos mutuamente perpendiculares. Se as intersecções desses planos são selecionadas para serem os eixos de coordenadas, então o MOI em torno de cada um desses eixos será comum para dois planos, assim reduzindo o número de medidas para seis: três em torno dos eixos X, Y e Z, e três em torno dos eixos a 45° entre X-Y, Y-Z e Z-X.

Tanto o primeiro método quanto o segundo podem ser utilizados no LIT. Para o primeiro método, o equipamento disponível pode ser utilizado para objetos e/ou satélites de pequeno porte tais como os satélites da série SCD (Satélite de Coleta de Dados). No entanto para o segundo método, a dificuldade seria na fabricação de dispositivos mecânicos que sustentem o objeto a ser testado nas várias posições sobre a mesa do pêndulo para a obtenção dos momentos de inércia.

3 REVISÃO DE LITERATURA

Este capítulo tem como objetivo realizar uma revisão da literatura científica sobre ES, análise e concepção de missão espacial e, principalmente, relacionado as propriedades de massa, além de outras iniciativas que fazem parte do contexto deste trabalho.

3.1. Abordagem de engenharia simultânea (ES)

Uma grande quantidade de trabalhos vem sendo desenvolvida com a utilização de conceitos de ES em diversos setores, principalmente no setor aeroespacial. Aplicação de conceitos de ES na educação e pesquisa é um exemplo desse conceito utilizado em outra área e pode ser visto no trabalho apresentado por Zhou et al. (1996)

Bandecchi et al. (1999) demonstram um modelo conceitual utilizado no processo de concepção de um sistema espacial, destacando que esse sistema tem muitas interdependências entre os componentes, o que significa que a definição e a evolução de cada componente têm um impacto sobre os outros componentes e que qualquer mudança irá se propagar por meio do sistema. A avaliação inicial do impacto das mudanças é essencial para garantir que o processo de projeto direcione-se para uma solução otimizada e que a utilização de ES seja destinada a fornecer os meios para alcançar este objetivo.

Schaus et al.(2010) demonstram o desenvolvimento de uma ferramenta de ES para dar suporte ao processo de projeto e simulação espacial de forma eficiente, utilizado como uma estrutura para atender ao projeto conceitual e aos estudos de requisitos de uma missão.

Silva et al. (2011) demonstram uma abordagem de ES de sistema aplicada ao desenvolvimento de uma carga útil de satélite, antecipando os requisitos do sistema e do *stakeholders* em todos os cenários do processo do ciclo de vida ainda nas fases iniciais no processo de arquitetura do sistema. Eles mostram ainda que esta abordagem de ES pode ser utilizada não só para desenvolvimento de partes ou nas primeiras fases do ciclo de vida de sistemas espaciais, como tem sido tradicionalmente, mas também uma

maneira de usar a ES para o desenvolvimento de sistemas complexos em todos os processos do ciclo de vida.

De forma geral, esses autores utilizaram de conceitos de ES para antecipar para as etapas iniciais do desenvolvimento de um sistema espacial as fases do ciclo de vida, de forma identificar possíveis problemas, oportunidades de melhorias e propor soluções de modo otimizar o projeto diminuindo custo, prazo de desenvolvimento e risco.

3.2. Análise e concepção de missão espacial

Muitos livros e *handbooks* têm sua aplicação voltada para a área espacial, principalmente com relação à análise e concepção de uma missão espacial e às áreas da engenharia que conduzem para o desenvolvimento de um novo produto espacial.

Loureiro (1999), em sua tese de doutorado, utiliza fundamentos de análise e concepção de sistemas espaciais para o desenvolvimento do seu trabalho, que visa trazer para etapas iniciais do desenvolvimento de um sistema, requisitos de *stakeholders* (partes interessadas no sistema), tanto para produto quanto para as organizações que o desenvolvem.

Ley et al. (2009), no *handbook* de tecnologias espaciais, descrevem conceitos fundamentais e tecnologias voltados para a área espacial. Conceitos esses que são de extrema importância para a análise de uma missão e sua viabilidade. Demonstram ainda, procedimentos para a concepção, construção e operação de sistema espacial.

Da mesma forma, Griffin e French (2004) demonstram as principais áreas de engenharia que estão envolvidas em projetos de missão de veículos espaciais, mas do ponto de vista de uma abordagem de engenharia de sistema. Os autores não apresentam de forma detalhada cada área afim, mas demonstram como cada especialidade é incorporada no projeto final.

Pode-se dizer que para o desenvolvimento, seja apenas uma pesquisa ou até mesmo um projeto de um novo sistema espacial, exige-se do profissional o conhecimento integral de conceitos de sistemas espaciais e do ambiente em que eles operam.

3.3. Propriedades de massa

Uma das atividades complexas enfrentadas pela equipe de projetistas de satélite ocorre durante a fase de definição de sua arquitetura mecânica, quando é necessário definir a distribuição dos equipamentos sobre a sua estrutura. Um procedimento para a alocação espacial dos equipamentos deve levar em conta não só suas dimensões, mas os fatores que são críticos no desenvolvimento de um satélite e para o sucesso da missão. CUOCO (2011) descreve esses fatores como sendo:

- a. a posição desejada para o centro de gravidade do satélite,
- b. requisitos de alinhamento e momentos de inércia,
- c. dissipação térmica dos equipamentos,
- d. a necessidade de agrupá-los por subsistema,
- e. a disposição da cablagem e conectores,
- f. os procedimentos de integração desses equipamentos à estrutura do satélite.

Wiener (2005) descreve os requisitos para o sucesso das atividades de medidas de propriedades de massa de uma missão espacial. O autor enfatiza a necessidade de cooperação e coordenação entre os vários grupos da missão para estabelecer os requisitos de propriedades de massa, tolerância de equipamentos e procedimentos necessários para alcançar os objetivos da missão. Além, disso, o autor demonstra que a modelagem computacional pode permitir aos projetistas refinar as especificações para a estrutura, o sistema de propulsão, a carga útil e outros componentes para atender aos requisitos de propriedades de massa.

Para Gilliam (2005), um profissional que lida diretamente com propriedades de massa tem uma ampla gama de tarefas que devem ser executadas e demonstra por meio da Figura 3.1 a interação entre as várias disciplinas relacionadas e que compõem as atividades de propriedades de massa.

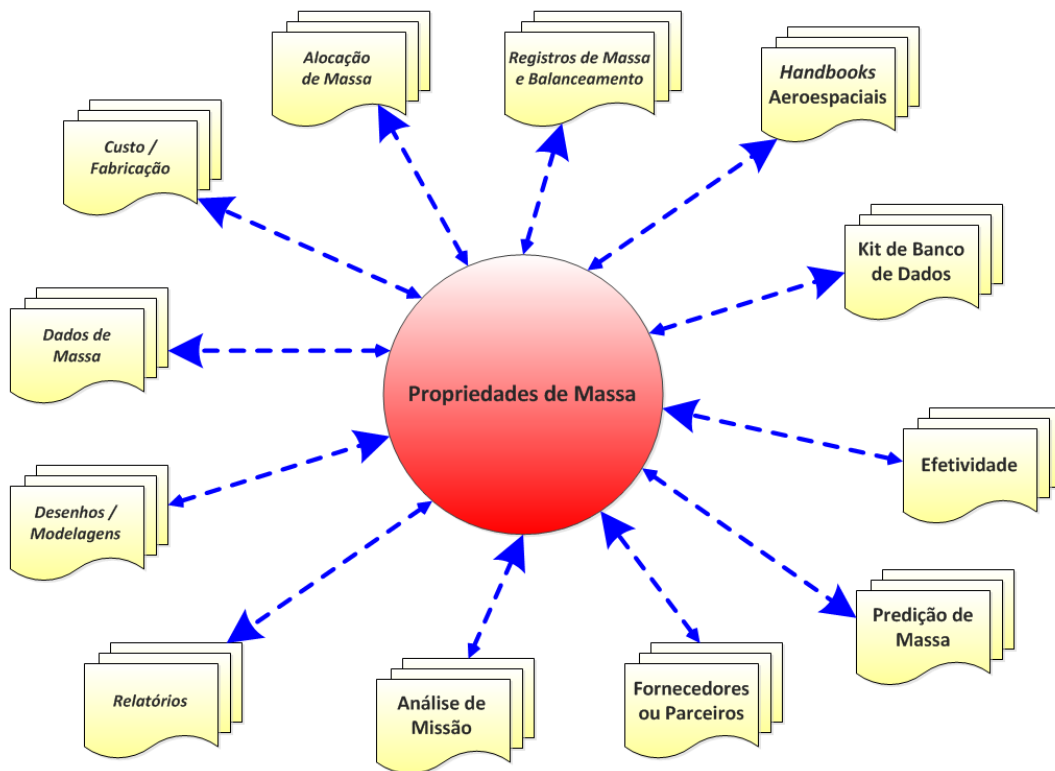


Figura 3.1 – Tarefas de propriedades de massa.

Fonte: Traduzida de Gilliam (2005)

Além disso, esse autor apresenta algumas maneiras para reduzir a massa como a participação efetiva nas diversas fases do programa, tendo uma visão bem próxima junto as outras equipes do programa e também a busca por conhecimento em outras fontes como em conferências, artigos em periódicos entre outros.

A organização americana SAWE (*Society of Allied Weights Engineers*, 2010) apresenta uma introdução e uma visão geral do controle e gerenciamento de propriedades de massa para sistemas, abordando as considerações essenciais. Ela apresenta ainda um modelo de diagrama de processo (Figura 3.2) que mostra os elementos de subprocessos, fluxo de gerenciamento e técnicas de trabalho do produto e serviço, dentro das fases do ciclo de vida de um sistema ou programa.

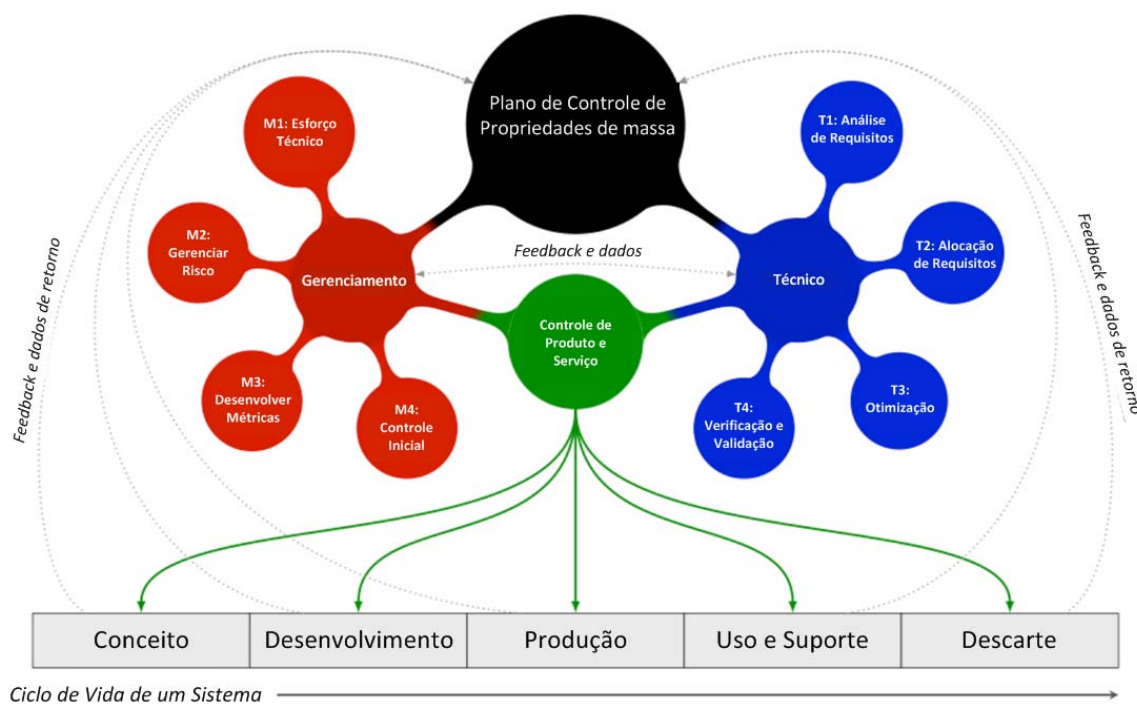


Figura 3.2 – Diagrama dos processos de propriedades de massa.

Fonte: Traduzida da SAWE (2010)

A Figura 3.2 mostra que a determinação das propriedades de massa faz parte do ciclo de vida de um sistema, apresentando um processo iterativo que continuamente usa respostas e dados de retorno, durante o qual cada etapa do ciclo de vida de um sistema, ou seja, todas as partes do processo de propriedades de massa são executadas.

Os processos serão utilizados ao longo do desenvolvimento deste trabalho e serão detalhados no Capítulo 4.

3.3.1. O emprego de ferramentas

O processo quase natural de o homem realizar analogias por meio da utilização de modelos que apresentam comportamento semelhante ao objeto de estudo tem sido de grande valia para o desenvolvimento da ciência e das ferramentas existentes em modelagem, principalmente em 3D, que tem sido muito utilizado devido às unidades modeladas serem bem representativas de um sistema real.

Programas de modelagem 3D e de outras ferramentas têm facilitado os cálculos de propriedades de massa com problemas de geometrias complexas. Cannon e Wetzel (2001) declaram que o desenvolvimento de um banco de dados de propriedades de massa de modelos computacionais é a chave para manter o custo do projeto o mais baixo possível. Uma das vantagens de se utilizar esse tipo de ferramenta é o aumento da produtividade por meio da automação, o que permite ao projetista realizar tarefas com rapidez e precisão dos modelos de projeto.

VELDEN et al.(2011), em seu artigo, demonstram que a ferramenta CAD tem automatizado o processo de roteamento de cablagem no setor aeroespacial, diferente do processo manual que é demorado e muitas vezes sem êxito. Já Papanastasiou e Edmoundson (2009) demonstram a utilização de uma ferramenta para modelagem 3D (CATIA V5) na extração de dados de propriedades de massa de um sólido, além de enfatizar sobre a agilidade do uso de software para obter resultados precisos em menor tempo do que os métodos manuais.

Ray (2006) demonstra a utilização de outra ferramenta no processo de análise constante na ISS. Com idas e vindas de tripulação e objetos chegando, faz-se necessária a análise constante de propriedades de massa, sendo que os dados servem primeiramente como entrada para orientação, navegação e controle da ISS. Cada vez que ocorre uma atividade para alterar uma configuração em órbita, um novo conjunto de dados de propriedades de massa deve ser fornecido. Isto também é feito como uma medida de segurança para garantir que os sistemas de controle de atitude sejam capazes de controlar a ISS em caso de partida não planejada. Os dados fornecidos com as análises são relativos à massa, CG em três eixos, momento e produto de inércia com detalhes ao nível de elementos/módulos ou veículos. A principal ferramenta usada para analisar e gerenciar as propriedades de massa da ISS é basicamente uma planilha do Excel com macros (cálculos automatizados) adicionados para facilitar o acompanhamento das varias configurações conforme a Figura 3.3.

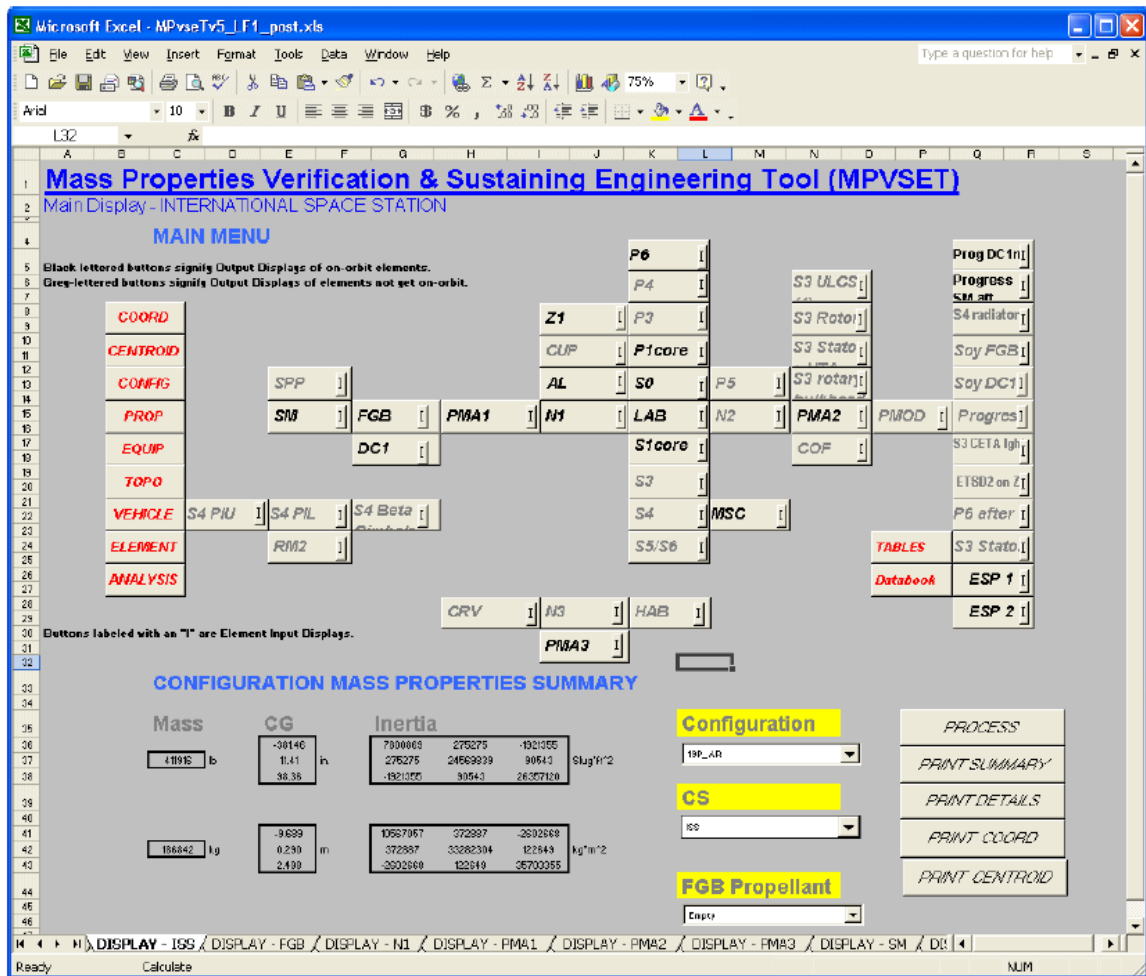


Figura 3.3 – Menu principal da ferramenta de análise para cálculo de propriedades de massa.

Fonte: Ray (2006)

Boynton et al.(2001) têm desenvolvido um software e algoritmos de fácil acesso para o cálculo de propriedades de massa, provendo dados fundamentais, tais como a massa, o centro de massa e a capacidade do cálculo da inércia, além da estruturação de dados de propriedades de massa de partes e da montagem e outros dados.

4 ABORDAGEM E PROCESSOS DETALHADOS

Neste capítulo serão apresentados e detalhados os tópicos relevantes e importantes para o desenvolvimento desta dissertação. Serão descritas a concepção de análise de missão espacial e atividades relacionadas as propriedades de massa.

4.1. Processo de engenharia simultânea

Como mencionado, satélites são sistemas complexos. Eles preenchem o propósito principal de uma missão espacial. Precisam lidar com condições ambientais extremas ao longo da sua vida operacional.

Segundo Loureiro (2010), as abordagens tradicionais de engenharia de sistema não fornecem uma visão geral dos processos do ciclo de vida do sistema. Eles se concentram nas fases do ciclo de vida operacional. Também focam na organização de desenvolvimento para garantir que o produto atende aos requisitos operacionais. No entanto, um produto tem processos do ciclo de vida além dos processos operacionais e devem ser considerados desde o início. A antecipação dos requisitos dos processos do ciclo de vida nas fases iniciais no desenvolvimento do produto promove ganhos em produtividade e previne alterações tardias. O mesmo autor apresenta um método simultâneo de análise estruturada para incorporar conceitos de ES no processo de engenharia de sistema, que progride por meio de quatro passos, sendo; (1) a identificação da missão do produto, os processos de ciclo de vida dos produtos e seus cenários e, o âmbito do esforço de desenvolvimento; (2) a identificação das partes interessadas no produto e as suas preocupações para cada cenário no processo do ciclo de vida do produto; (3) a identificação do contexto funcional para o produto em cada cenário do processo de ciclo de vida e para a organização em cada cenário processo de ciclo de vida no âmbito do esforço de desenvolvimento; e (4) a identificação da implementação do contexto arquitetura para o produto em cada cenário do processo de ciclo de vida e para a organização em cada cenário do processo de ciclo de vida no âmbito do esforço de desenvolvimento. Entretanto, no contexto dessa dissertação o método será aplicado somente para o produto. A Figura 4.1 apresenta uma visão geral desse método.

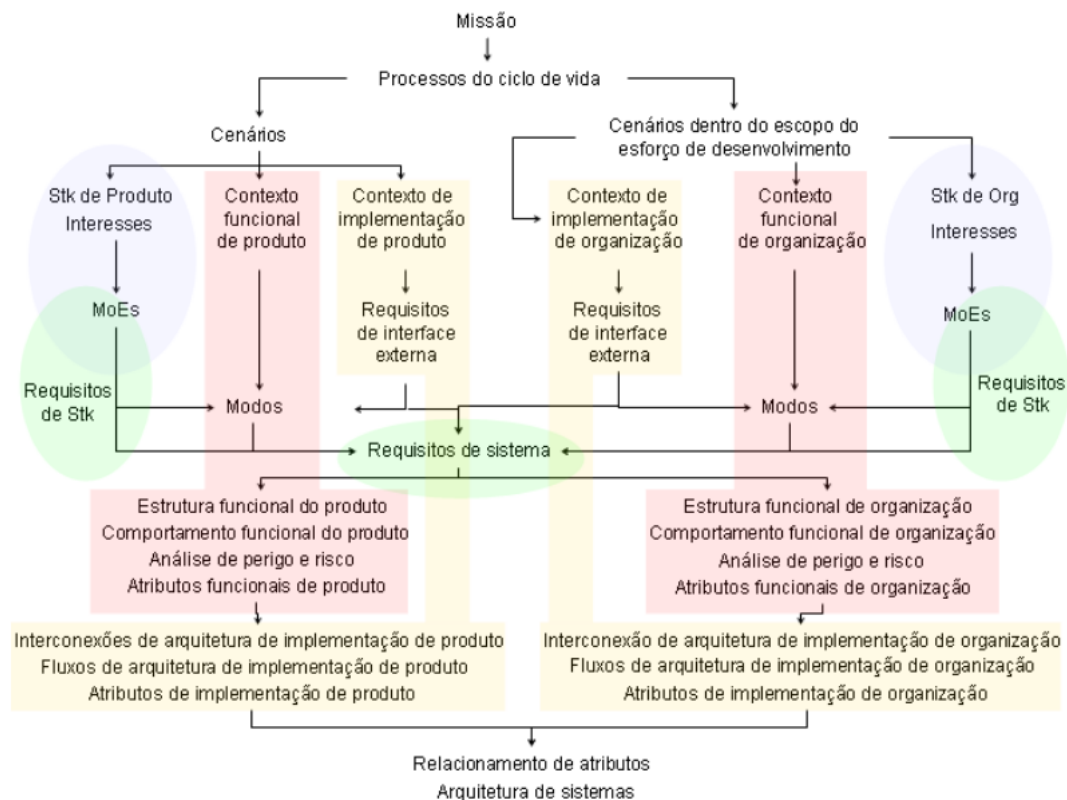


Figura 4.1 – Visão geral do método de engenharia simultânea de sistema.

Fonte: Adaptada de Loureiro (2010)

A abordagem de ES pode promover esses ganhos com a utilização de seus conceitos. Portanto, todas as informações que estejam relacionadas, afetam ou sejam afetadas pelas as propriedades de massa durante o ciclo de vida de um projeto espacial devem ser levantadas e identificadas para que, a verificação desses processos sejam realizado a fim de antecipar informação e gerar requisitos para as etapas iniciais de desenvolvimento.

O projeto de um sistema espacial deve ser visto como um todo e se faz necessário realizar uma análise de modo obter um conhecimento detalhado para realizar a sua concepção. Segundo o INCOSE (2010), um projeto inicializa pela declaração da missão ou do propósito principal do sistema, juntamente com o modelo dos processos do ciclo de vida do sistema. O propósito da modelagem do ciclo de vida do sistema é identificar as necessidades e/ou informações relevantes de forma sistemática. Geralmente é feito por meio da definição das fases do ciclo de vida e de tomada de decisão para determinar a disponibilidade para se deslocar de uma fase para a próxima fase. Decisões

equivocadas podem aumentar significativamente os riscos (custos e cronograma), e podem afetar negativamente no desenvolvimento técnico.

4.2. Análise e concepção de missão espacial (SMAD)

Características fundamentais para uma análise e concepção de missão espacial baseado no *Space Mission Analysis and Design – SMAD* (WERTZ; LARSON, 1999) serão descritas, principalmente processos que estejam relacionados, afetem ou sejam afetado pelas de propriedades de massa de um satélite. Os autores dão uma ênfase na redução de custo durante a análise e concepção de um projeto.

O processo de análise de um projeto é iterativo e conforme ilustrado na Tabela 4.1 esse processo deve ser repetido quantas vezes forem necessária, levando cada vez mais a um detalhe maior e uma melhor definição do conceito da missão espacial.

Tabela 4.1 – Processo de análise e projeto de missão espacial.

Fluxo Representativo	Passos	
	Definir Objetivos	1. Definir objetivos e restrições gerais 2. Estimar as necessidades e requisitos preliminares da missão
	Caracterizar a Missão	3. Identificar conceitos alternativos de missão 4. Identificar arquitetura alternativa de missão
		5. Identificar os direcionadores do sistema 6. Caracterizar a arquitetura e conceitos da missão
		Avaliar a Missão
	Definir Requisitos	10. Definir requisitos da missão 11. Alocar requisitos aos elementos do sistema

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

Cada etapa ilustrada na Tabela 4.1 será descrita resumidamente e, as etapas nas quais há o levantamento de informações relevante as propriedades de massa da missão serão destacadas.

4.2.1. ETAPA 1: Definir os objetivos e restrições gerais da missão

Define-se o que a missão deseja alcançar. Quais são as metas qualitativas e por quê? Uma resposta é necessária como retorno para saber se o que está sendo feito é o que foi proposta para ser feito.

O primeiro passo na análise e concepção de uma missão espacial é definir os objetivos da missão: os objetivos gerais que o sistema deve alcançar para ser produtivo. Normalmente, missões espaciais têm vários objetivos. Alguns desses objetivos são secundários, podendo ser cumpridos pelo conjunto definido de equipamentos, e alguns são objetivos adicionais, que podem exigir mais equipamentos.

Excelentes objetivos de missão incorporam as necessidades de usuários e, pelo menos indiretamente, as características espaciais que serão exploradas para que esses objetivos sejam alcançados, pois para atingir o espaço, um grande investimento se faz necessário.

4.2.2. ETAPA 2: Estimar as necessidades e requisitos preliminares da missão

Nessa etapa são quantificados quão bem os objetivos gerais devem ser alcançados, dadas as necessidades, tecnologias aplicáveis e restrições. Esses requisitos quantitativos devem estar sujeitos a mudança conforme o andamento da missão. Uma vez definidos os objetivos gerais que a missão espacial está para alcançar, devem esses objetivos ser transformados em um conjunto preliminar de requisitos numéricos e restrições do desempenho e operação da missão. Os requisitos devem ser desenvolvidos de modo a verdadeiramente refletir os objetivos da missão, bem como ser trabalhados para que o sistema espacial seja claramente definido. Para transformar os objetivos da missão em requisitos, três áreas devem ser observadas;

- *Requisitos funcionais* – definem quão bem o sistema deve desempenhar para cumprir seus objetivos;
- *Requisitos operacionais* – determinam a forma que o sistema deve operar e como os usuários interagem com o sistema para atingir seus objetivos gerais;
- *Restrições* – contêm limites de custo, cronograma, técnica de implementações disponíveis para o projetista do sistema.

As necessidades, requisitos e restrições para qualquer missão específica dependerão da própria missão e como ela será implementada. Mesmo assim, a maioria das missões espaciais tem seus requisitos desenvolvidos de acordo com as características básicas mostrada na Tabela 4.2.

Tabela 4.2 – Principais requisitos de missão espacial.

Requisitos	Fatores os quais normalmente impactam os requisitos
FUNCIONAL	
Desempenho	Objetivo primário, carga útil, tamanho, órbita e apontamento
Cobertura	Órbita, largura da visada, número de satélite e agendamento de passagem
Capacidade de Resposta	Arquitetura de comunicação, processamento de atrasos e operações
Missão Secundária	Coforme mencionado acima
OPERACIONAL	
Duração	Experimental ou operacional, nível de redundância e altitude.
Disponibilidade	Nível de redundância
Sobrevivência	Órbita, capacidade estrutural e eletrônicas
Distribuição de Dados	Arquitetura de comunicação
Conteúdo de dados, forma e formato	Necessidades de usuários, nível e local de processamento e carga útil
RESTRICÇÕES	
Custo	Voo tripulado, número de satélite, tamanho e complexidade e órbita
Cronograma	Prontidão técnica, tamanho do programa
Regulamentação	Leis e política
Ambiente Espacial	Órbita e tempo de vida
Interfaces	Nível de usuário e infraestrutura do operador
Restrições de Desenvolvimento	Organização financiadora

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

Os requisitos devem ser repetidos muitas vezes no processo de concepção da missão. As primeiras estimativas de requisitos devem ser baseadas na combinação das metas e objetivos com uma visão do que é viável. Frequentemente, os requisitos e as especificações podem ser reiterados ou ligeiramente modificados de missões anteriores, trazendo assim mais informações conhecidas dessas missões.

A caracterização da missão é o processo inicial da seleção e da definição da missão espacial. O objetivo é selecionar a melhor abordagem geral, a partir da ampla variedade disponível para executar a missão.

4.2.3. ETAPA 3: Identificar conceitos alternativos de missão

Para atender aos objetivos, a missão espacial é definida e caracterizada. A etapa começa neste processo pelo desenvolvimento de conceitos de missão alternativos. O conceito da missão é uma declaração geral de como a missão irá funcionar na prática. Incluindo questões de como a missão será controlada, e a linha de tempo geral da missão. A linha do tempo representa o cronograma total para o desenvolvimento, planejamento, e execução da missão. Deve ser decidido se a necessidade da missão é imediata ou em longo prazo.

O conceito geral da missão é a declaração mais fundamental de como a missão irá funcionar, ou seja, como a missão será realizada ou de que maneira ela recuperará os dados de forma satisfazer as necessidades dos usuários. Exceto para algumas missões espaciais, a maioria das missões estão interessados com a geração ou fluxo de informação.

4.2.4. ETAPA 4: Identificar arquitetura alternativa da missão

Define a combinação alternada de elementos da missão ou a arquitetura da missão espacial para atender os requisitos do conceito da missão. Uma boa maneira de começar essa etapa é ter uma visão dos elementos da Figura 2.4 apresentada no Capítulo 2 e considerar quais alternativas para cada um deles seria melhor para atender os objetivos da missão.

No sistema real, uma série de fatores pode influenciar o desempenho ou a concepção detalhada dos componentes. Entretanto, esses fatores são influenciados principalmente por um número relativamente pequeno de parâmetros fundamentais ou componentes chamados de direcionadores (*drives*). Assim, a concepção do sistema espacial total pode ser afetada pelo desempenho ou direcionadores do sistema.

A arquitetura da missão consiste em um conceito de missão adicionado de um conjunto de opções para os oito elementos mostrado na Figura 2.4. Apesar de serem necessários todos os elementos para definir e avaliar a arquitetura da missão, alguns deles são mais

críticos do que outros na determinação de como a missão espacial atenderá aos seus objetivos.

4.2.5. ETAPA 5: Identificar os direcionadores do sistema

Nesta etapa devem-se identificar os direcionadores para cada conceito de missão alternativo. Para a maioria das missões espaciais, os direcionadores de sistema incluem o número de satélites, altitude, potência, e dimensionamento e massa dos instrumentos.

Direcionadores do sistema são parâmetros ou características principais da missão que influenciam o desempenho, custo, risco ou cronograma. Identificar corretamente os direcionadores do sistema é um passo crítico na análise da missão e na sua concepção. Direcionadores mal identificados são uma das causas mais comuns de erros na análise da missão. Por exemplo, ter uma concentração grande na quantidade de tempo e de esforço em obter uma maior cobertura para uma órbita, quando o desempenho final do sistema depende principalmente das taxas de dados ou cobertura de nuvens.

A Tabela 4.3 lista os direcionadores de sistemas mais comuns para uma missão espacial, juntamente com o que os limita e o que eles limitam. Essa tabela pode ser útil para garantir que nenhum desses direcionadores do sistema seja esquecido.

Tabela 4.3 – Direcionadores do sistema.

Direcionadores	O que limitam os direcionadores?	O que os direcionadores limitam?
Tamanho	tamanho do compartimento, massa disponível, arrasto aerodinâmico	Tamanho da carga útil (frequentemente diâmetro ou abertura da antena)
Massa em órbita	Altitude, inclinação, veículo lançador	Massa da carga útil, tempo de vida (determina em grande parte o projeto e o tempo de fabricação)
Potência	Tamanho, massa (controle é um segundo problema)	Carga útil e módulo de serviço, sensibilidade do sistema, vida em órbita
Taxa de Dados	Armazenamento, processamento, tamanhos das antenas, limites dos sistemas existentes	Informações enviadas ao usuário
Comunicação	Cobertura, disponibilidade de estações terrenas ou satélites de transmissão	Cobertura, capacidade de comando
Apontamento	Custo, massa	Resolução, geolocalização, precisão geral do sistema (eleva os custos)
Número de veículos espaciais	Custo	Frequência de cobertura, e sobreposição
Altitude	Veículo lançador, demanda de desempenho, massa	Desempenho, tempo de vida, cobertura, comunicação
Cobertura (Geometria e Tempo)	Órbita, cronograma, campo de visada da carga útil e tempo de observação	Frequência de dados e continuidade, requisitos de manobra
Agendamento	Linha do tempo e operações, tomada de decisões, comunicações	Cobertura, capacidade de resposta, utilidade da missão
Operações	Custo, tamanho da tripulação, comunicações	Direcionadores principais de custo, fonte principal de erro

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

A maneira como tem sido definido um problema particular, ou quais os parâmetros estão disponíveis, pode afetar a lista dos direcionadores de sistema. Assim, a definição dos direcionadores do sistema depende em parte da natureza física e técnica do problema e em parte das restrições impostas na análise de missão.

4.2.6. ETAPA 6: Caracterizar a arquitetura e conceitos da missão

Normalmente esta etapa é a fase que mais está envolvida no projeto da missão por causa da definição em detalhes do que é o sistema e o que ele faz. Podem ser determinados

nessa etapa a potência, a massa e orçamentos pontuais (lista numérica de componentes de quaisquer parâmetros do sistema global). Assim, a estimativa da massa total do sistema consistiria de massas atribuídas aos instrumentos da carga útil, aos vários subsistemas, ao propelente requerido e normalmente a margem para o aumento de massa.

Uma vez estabelecidos os conceitos de missão alternativos, arquiteturas, e direcionadores do sistema, devem ser definidos ainda mais os conceitos da missão em detalhes, suficientemente para permitir uma avaliação significativa da efetividade. A Figura 4.2 ilustra a sequência de atividades para a caracterização da arquitetura de uma missão e esquematicamente a principal interação entre as etapas, bem como as principais áreas de casos de estudo e suas interações com os principais elementos do processo.

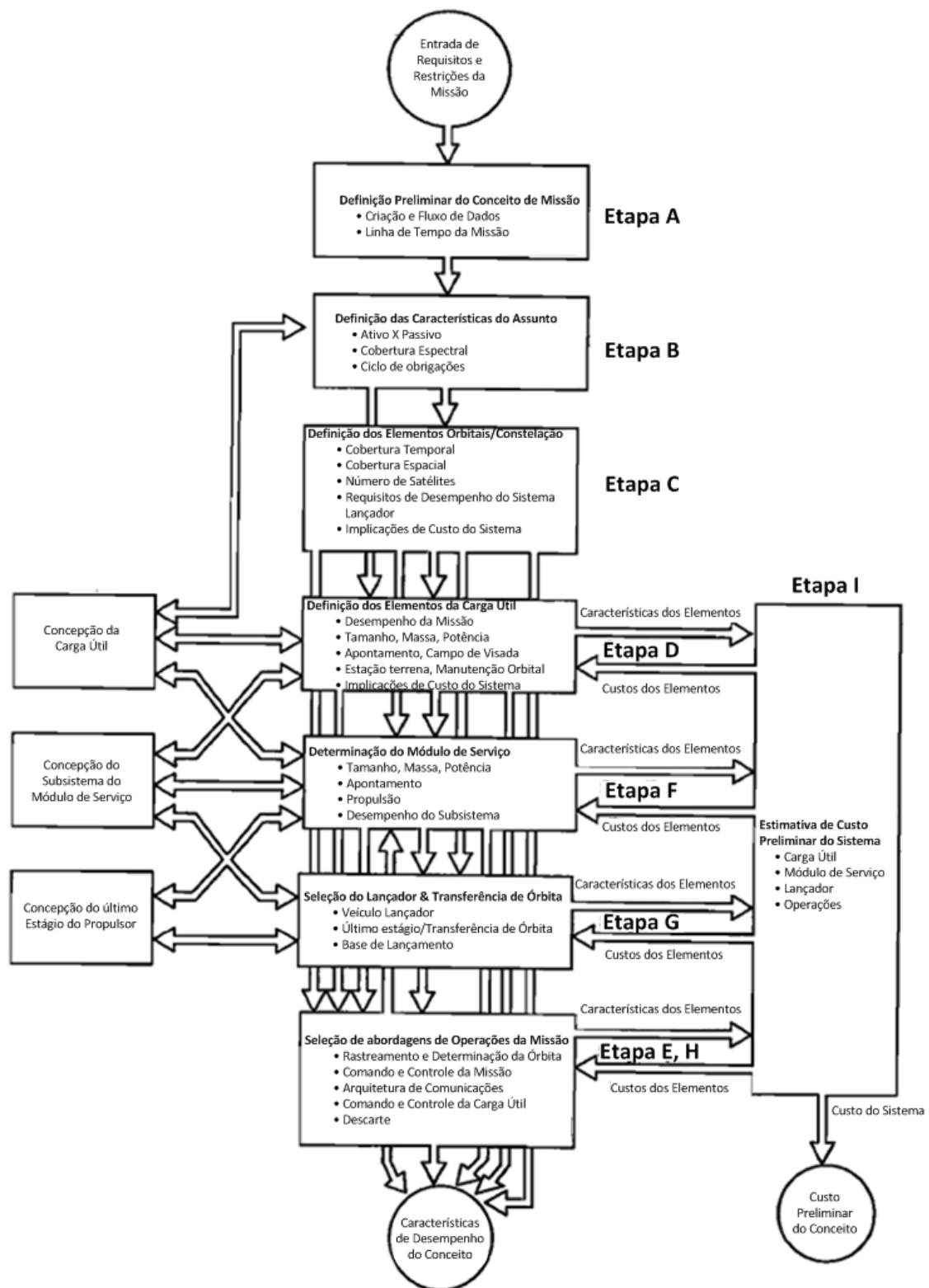


Figura 4.2 – Processo para caracterização da arquitetura de missão.

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

As etapas de C a F definem e caracterizam os conceitos e arquiteturas alternativas para a missão espacial. As etapas de G a I mostram como avaliar a capacidade dessas opções de forma a atender os objetivos fundamentais da missão.

As questões fundamentais para a avaliação da missão de um satélite são:

- Quais requisitos do satélite são predominantes no projeto do sistema ou é o mais difícil e caro de atender?
- Quão bem o satélite pode atender à sua missão e a que custo?
- Se a avaliação da missão proceder, e em acaso afirmativo, que alternativa deve ser seguida?

Estas perguntas devem ser realizadas no sentido de como analisar e realizar a concepção da missão espacial. Ao abordá-las na exploração dos conceitos, não se devem obter respostas definitivas, mas podem ser formuladas perguntas certas e identificar ideias, parâmetros, e requisitos que devem ser monitorados ao longo do projeto.

4.2.7. ETAPA 7: Identificar requisitos críticos

Nesta etapa o sistema definido deve ser avaliado. Tendo definido e caracterizado os conceitos de missão alternativos, deve-se retornar aos requisitos quantitativos iniciais e identificar requisitos críticos, isto é, requisitos fundamentais, principalmente responsáveis pela determinação da complexidade do sistema. Lembrando que os direcionadores do sistema são aqueles que definem os parâmetros, tais como altitude, abertura da carga útil, os quais mais fortemente afetam o desempenho e o projeto do sistema. Deve-se concentrar nesses requisitos para que se possam determinar quão firmes eles são e quão bom devem ser feitos para atender aos objetivos gerais.

Requisitos Críticos são aqueles que dominam o projeto global da missão espacial e, portanto, afetam fortemente o desempenho do sistema. Para uma missão tripulada a Marte, os requisitos críticos serão claros: chegar a Marte com toda a massa necessária para exploração do planeta e retornar, mantendo a tripulação segura ao longo da missão em diferentes ambientes. Para missões espaciais menos ambiciosas, não podem ser estabelecidos os requisitos críticos tão facilmente, pois para alcançar o melhor

desempenho, é necessário identificar esses requisitos fundamentais tão cedo quanto possível de modo que eles possam fazer parte dos processos.

Na prática, para se proceder à análise de missões, deve-se frequentemente se preocupar em como ou quão bem os requisitos definidos da missão previamente podem ser atendidos. No princípio, a análise da missão deve ser o processo pela qual devem ser definidos e refinados os requisitos da missão em atender os objetivos gerais com risco mínimo.

4.2.8. ETAPA 8: Avaliar a utilidade da missão

Nessa etapa deve-se quantificar quão bem são cumpridos os requisitos e os objetivos gerais em função das escolhas fundamentais do projeto do sistema. Wertz e Larson (1999) falam a respeito de balancear o desempenho com o custo, mas às vezes podemos variar isso de acordo com a necessidade real do que se deseja realizar. Somente o usuário ou o desenvolvedor do sistema pode finalmente determinar a real necessidade dessas medidas críticas de desempenho, utilizando medida de efetividade (MoE).

A análise da utilidade da missão quantifica o desempenho da missão como uma função de projeto, custo, risco e cronograma. Essa análise é usada para: (1) fornecer informações quantitativas para tomada de decisão e (2) fornecer retorno sobre o projeto do sistema. A análise da utilidade da missão também fornece retorno do projeto do sistema pela avaliação de quão bem as configurações alternativas atendem os objetivos da missão.

O propósito da análise da missão é quantificar o desempenho e a capacidade do sistema em atender os objetivos finais da missão. Normalmente estes requerem dois tipos distintos de quantidades – parâmetros de desempenho e MoE. Parâmetros de desempenho (análise ou simulação) quantificam quão bem o sistema trabalha sem explicitamente medir o quanto ele atende os objetivos da missão. Parâmetros de desempenho podem incluir estatística de cobertura, eficiência da potência, ou resolução de um instrumento particular com uma função do ângulo de Nadir. Em contraste, o MoE quantifica diretamente como sistema atende os objetivos da missão.

4.2.9. ETAPA 9: Definir conceitos da missão (*baseline*)

Nesta etapa deve-se selecionada uma ou mais concepção do sistema como referência (*baseline*). Essa concepção é uma definição consistente e simples do sistema que atende à maioria ou todos os objetivos da missão.

Define-se sistema consistente como um conjunto de valores para todos os parâmetros que se encaixam uns com os outros; e.g., taxas de resolução e cobertura que correspondem ao atributo de altitude, abertura e massa do veículo espacial resultante. Na verdade, para projetar um sistema espacial, muitos parâmetros são definidos e alterados simultaneamente. Deve ser sempre lembrado que a referência (*baseline*) é apenas o ponto de partida para os processos iterativos, os quais não devem ser considerados como uma definição rígida dos parâmetros da missão.

Nessa etapa, a preocupação com as decisões de engenharia detalhada para uma missão espacial deve ser deixada de lado, porém o foco deve estar nas amplas tarefas envolvidas na definição da missão global. Decisões para missões espaciais caem em três (3) categorias amplas: (1) Decisão de aprovação se deve continuar ou não a missão; (2) seleção do conceito de missão; e (3) decisões de engenharia detalhada.

4.2.10. ETAPA 10: Definir requisitos da missão

Nessa etapa devem ser traduzidos os objetivos gerais e as restrições da missão em requisitos bem definidos do sistema.

4.2.11. ETAPA 11: Alocar requisitos aos elementos do sistema

É necessário decompor ou alocar esses requisitos numéricos em componentes do sistema espacial global da mesma maneira que um orçamento de massa e potências para componentes do sistema. A lista final detalhada de requisitos reflete as condições em que o trabalho foi feito na análise, projeto e alocação da missão espacial.

4.2.12. Desenvolvimento geral dos requisitos

Durante a fase de exploração dos conceitos para uma missão espacial, a meta é avaliar a necessidade e desenvolver alternativas viáveis que atendam os requisitos de operação e usuários finais. E segundo Wertz e Larson (1999), para explorar um conceito com sucesso, é preciso remover todas as paredes entre financiadores, operadores, usuários ou clientes, e desenvolvedores, tornando-se uma equipe com interesses comuns.

Os objetivos da missão e os conceitos do sistema envolvem cinco medidas básicas: (1) desempenho requerido; (2) custo; (3) desenvolvimento e desdobramento do cronograma; (4) restrições implícitas e explícitas e (5) risco. As mesmas medidas continuam aplicáveis durante todo o processo, do conceito até à implementação. Por meio desse processo, é decomposto e alocado os requisitos derivados do sistema (algumas vezes expressado como especificação do sistema) para segmentos individuais ou elementos do sistema.

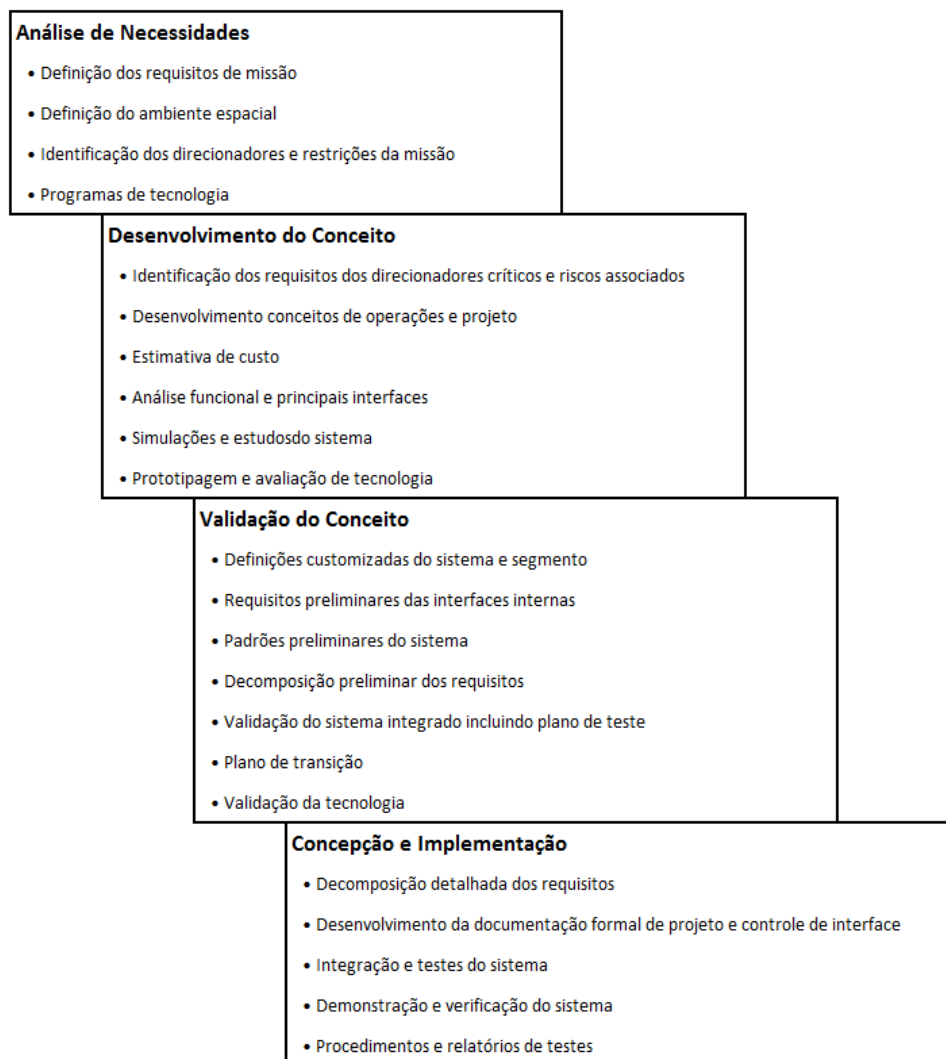
A análise de requisitos é um processo contínuo que culmina em um começo de um novo programa. Um novo programa inicia com um conjunto de objetivos da missão, conceito de operação e cronogramas desejáveis. Uma boa equipe considera os requisitos, os objetivos e a operação da missão tão bem quanto as tecnologias disponíveis para desenvolver o melhor possível um conceito de missão.

Todos os requisitos devem-se iniciar de modo conciso, mas com as necessidades da missão de usuários e clientes bem definidas, focando os requisitos funcionais críticos e operacionais, sem desnecessariamente restringir ou ditar o projeto. Apesar de iniciar o processo no modo “de cima para baixo” (top-down), normalmente deve-se continuamente reconciliar os requisitos em nível de sistema com as tecnologias e desenvolvimento do projeto ao menor nível.

Abordados os requisitos do sistema ao longo de todos os aspectos do ciclo de desenvolvimento, o papel e as características desses requisitos alteram em cada fase do desenvolvimento. Consequentemente, a estrutura e linguagem específica no início do processo sem detalhes prematuros deve ser usada. A Tabela 4.4 mostra como os

requisitos convergem durante o desenvolvimento do sistema. O desenvolvimento do conceito deve continuar a refletir os requisitos direcionadores, incluindo interfaces internas e externas.

Tabela 4.4 – Evolução dos requisitos.



Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

Durante o desenvolvimento do conceito, muitas opções de projeto são avaliadas; por isso é necessário especificar e documentar requisitos em áreas críticas de forma flexível. O desenvolvimento da missão é um processo iterativo. Embora cada etapa seja demonstrada em cascata para frente sem hesitações, cada um requer significativos retornos e ajustes. Normalmente, a maioria das realimentações ocorre entre as fases

adjacentes do desenvolvimento. Contudo, algumas situações podem demandar realimentação por meio de múltiplas fases, tais como quando um elemento de projeto cai próximo a um requisito particular e causam alteração no projeto e no conceito de operação, e possivelmente uma alteração no cronograma inicial.

Esta é uma referência não somente para estabelecer as primícias do projeto funcional, mas também um meio de continuamente avaliar o impacto das decisões de projeto sobre a validação dos requisitos como mostradas na Tabela 4.5. Alguns requisitos podem ser predeterminados, tais como restrições sobre um sistema. Deve-se reconhecer que os requisitos podem alterar e alteram, e o modo que a flexibilidade no processo de projeto é necessária para acomodar tais alterações como na necessidade de iteração do relacionamento entre os vários projetos, funções e requisitos. A documentação é também um aspecto crítico do processo de requisitos, para sustentar as referências iniciais, tão bem quanto fornecer a tradução do desenvolvimento do sistema dos objetivos da missão.

Tabela 4.5 – Passos para o desenvolvimento de requisitos de referência (*baseline*).

<ol style="list-style-type: none">1. Identificar o cliente e usuário de produto ou serviços. Um cliente pode ser um agente de aquisição, mas não o usuário final e ambos devem ser entendidos2. Identificar e priorizar os objetivos e necessidades de clientes/usuários para a missão ser cumprida3. Definir restrições interna e externa.4. Transformar necessidades de clientes/usuários em atributos funcionais e características do sistema. Desdobramento da função da qualidade é uma ferramenta para realização disso.5. Estabelecer requisitos funcionais para o sistema e para prover a decomposição de elementos.6. Estabelecer fluxo funcional e representativo para o seu desempenho de funções.7. Transformar atributos funcionais em características técnicas que se transformarão em requisitos para o sistema físico.8. Estabelecer requisitos quantificáveis para todos os passos acima.9. Através da utilização de diagrama de bloco expressar as interfaces e relacionamento de hardware/software/dados o nível do sistema.10. A partir da arquitetura expressa no passo 9 ao nível de sistema, decompor requisitos funcionais e conjuntos de características para sucessivos níveis inferiores, ou seja, o nível seguinte define a base dos elementos do sistema.11. Em todos os passos acima, interações com atividades precedentes é necessário tanto para testar suposições feitas quanto conciliar os altos níveis de requisitos e implementações funcionais.
--

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

Nas etapas relacionadas à determinação dos requisitos, cada requisito deve ter pelo menos os três componentes seguintes: primeiro, “o que” o sistema vai fazer (função); segundo, “quão bem” esse sistema desempenha a função (requisito de desempenho); e por último, “como verificar” o requisito (verificação). Este último componente deve ser do interesse particular nas fases iniciais do processo de desenvolvimento dos requisitos, e devem ser traduzidos no plano de verificação e validação que irá reger os programas de teste de qualidade e qualificação.

4.2.13. Dimensionamento e projeto

De acordo com o Wertz e Larson (1999), para projetar um satélite ou um veículo espacial, é preciso entender a missão, incluindo tamanho e a característica da missão, além das restrições significantes do sistema, tais como órbita, vida útil e operações. Em seguida, o veículo espacial deve ser configurado (plataforma ou módulo de serviço) para transportar a carga útil e fornecer as funções necessárias para o sucesso da missão. O processo para o projeto é apresentado na Tabela 4.6 envolvendo na identificação dessas funções, escolhas das abordagens candidatas para cada função, e seleciona as melhores abordagens.

Tabela 4.6 – Visão geral para o dimensionamento e projeto de veículo espacial.

Etapas
1. Preparar uma lista de requisitos e restrições de projeto.
2. Selecionar uma abordagem preliminar e uma configuração global do projeto do veículo espacial baseado na lista acima.
3. Estabelecer orçamentos para o propelente, potência e dimensionamento do veículo espacial.
4. Desenvolver o projeto preliminar do subsistema.
5. Desenvolver uma configuração base inicial do veículo espacial.
6. Interagir, negociar, e atualizar requisitos, restrições a projetos orçamentários.

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

A plataforma ou módulo de serviço consiste em carregar a carga útil e fornecer funções de sobrevivência para a carga útil. O veículo espacial pode conter uma carga de propelente e uma propulsão de chute inicial. O propelente sendo, ou de gás comprimido,

líquido ou combustível sólido é usado para correções de velocidade e controle de atitude. O chute inicial, se usado, é um motor de foguete separado de estágio líquido usado para injetar o veículo na órbita da missão ou na posição desejada.

Os requisitos e restrições dos níveis mais altos são ditados pelo conceito da missão, arquitetura da missão e pela operação da missão. Do ponto de vista do projeto de um satélite, por exemplo, a órbita afeta o controle de atitude, o projeto térmico, e o subsistema de potência. No entanto, a maioria desses efeitos de projetos, é secundária ao efeito em que a órbita pode ter sobre o desempenho da carga útil. Os projetistas, portanto, selecionam a órbita com base na missão e desempenho do satélite, e computam as características de desempenho da espaçonave requeridas, tais como apontamento, controle térmico, quantidade de energia e ciclo de obrigação. O sistema, então, é dimensionado para atender esses requisitos. Podem-se resumir as funções do módulo de serviço como: dar suporte à massa da carga útil; apontar corretamente e manter a temperatura da carga útil; fornecer energia, comandos, e telemetrias; inserir e manter a carga útil na órbita correta; e fornecer armazenamento de dados e comunicação. O módulo de serviço consiste de um subsistema ou grupos de equipamento que fornecem tais funções. A Tabela 4.7 lista algumas definições arbitrárias de subsistemas usados. Esta tabela também inclui terminologias alternativas e principal função.

Tabela 4.7 – Subsistemas do módulo de serviço.

Subsistema	Principais Funções
Propulsão	Fornecer empuxo para ajuste orbital e de atitude, e gerenciar quantidade de movimento angular
Sistema de determinação e controle de Atitude	Prover controle e determinação de atitude e posicionamento orbital, mais apontamento do veículo espacial e de seus apêndices.
Comunicação	Comunicação com solo e outros veículos espaciais; Rastreamento do veículo espacial.
Comando & Manipulação de dados	Processar e distribuir comandos; processamento, armazenamento e formatação de dados
Térmico	Manter os equipamentos dentro das faixas de temperaturas permitidas
Potência	Gerar, armazenar, regular e distribuir potência elétrica
Estrutura e Mecanismos	Fornecer suporte estrutural, adaptadores de empuxo, e partes móveis.

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

Na concepção do veículo espacial, o desenvolvimento de restrições e requisitos básicos deve-se usado como primícias, tais como os da tabela 4.8. Se algumas das informações não estão disponíveis, pode ser necessário assumir valores ou usar valores típicos, tais como aqueles de projetos existentes. Para o sucesso do projeto, é preciso documentar todas as suposições e revisá-las até que se estabeleça uma referência (*baseline*) aceitável.

Para obter uma base do dimensionamento e da complexidade do projeto, é preciso entender a missão espacial; o seu conceito de operações, duração, arquitetura global e suas restrições. Mesmo se for selecionado um conceito de missão arbitrário a partir de bons candidatos, é permitido completar o projeto e avaliar o desempenho.

Tabela 4.8 – Principais requisitos e restrições para a concepção de uma missão espacial.

Requisitos e Restrições	Informações Necessárias
Missão: Conceito de operações Ciclo de vida do veículo espacial & Confiabilidade Arquitetura de Comunicação Segurança Restrições Programáticas	Tipo, abordagem da missão Duração da missão, critério de sucesso Comando, controle, abordagem de comunicação Nível, requisitos Perfis de custo e cronograma
Carga Útil/Plataforma Parâmetros Físicos Operações Apontamento Giro Ambiente Espacial	Tamanho, massa, forma, potência Ciclo de obrigação, taxa de dados, campo de visada Referência, precisão, estabilidade Magnitude, frequência Temperaturas máx. e mín., limpeza
Órbita: Definição de Parâmetros Eclipses Condição de Iluminação Manobras	Altitude, inclinação, excentricidade Duração máxima, frequência Ângulo de incidência solar e condições de visada Tamanho, frequência
Ambiente Espacial: Quantidade de Radiação Meteoritos & Partículas Detritos Espaciais Ambiente Hostil	Média, pico Tamanho, densidade Densidade, probabilidade de impacto Tipo, nível de ameaça
Lançamento: Estratégia de Lançamento Massa do Propulsor Envelope Ambiente Espacial Interfaces Base de Lançamento	Simples, duplo: dedicado, compartilhado; uso do último estágio Capacidade de lançamento Tamanho, forma g's, vibração, acústica, temperatura Elétrica e mecânica Localização
Interface do Sistema de Solo: Grau de Autonomia Estação Terrena Links Espaciais	Operações autônomas requeridas Número, localização, desempenho Link espaço para o espaço, desempenho

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

A Tabela 4.9 lista decisões iniciais de configuração ou balanço de projeto que desenvolvedores muitas vezes enfrentam, tais como requisitos de massa, tamanho e potência para colocar a carga útil dentro dos limites mínimos de massa, tamanho e potência do satélite. O tamanho global do sistema pode depender dos parâmetros da carga útil, tais como tamanho da antena ou diâmetro do sistema óptico. A abordagem

para o projeto demonstrado precisa coincidir com essas dimensões e fornecer um campo de visão apropriado às funções da carga útil.

Tabela 4.9 – Abordagem de concepção e principais aspectos de um veículo espacial.

Abordagem ou Aspecto do Projeto do Veículo Espacial	Principais Opções ou Questões Fundamentais
Massa	Deve permitir a massa do módulo de serviço e da carga útil.
Potência	Deve satisfazer os requisitos de potência do módulo de serviço e da carga útil.
Dimensional	Há um item tal como uma antena ou sistema óptico que domina o dimensionamento do veículo espacial? Pode o veículo espacial ser dobrado para caber dentro do lançador? O dimensionamento do veículo espacial pode ser estimado a partir dos requisitos de massa e potência.
Abordagem de Controle de Atitude	Opções incluem sem controle, estabilização por rotação, ou controle nos três eixos: seleção dos sensores e controle de torque. A questão fundamental é considerar os números de itens a serem controlados, a precisão e a quantidade de mapeamento ou giro requerido.
Abordagem do Painel Solar	Opções incluem conjunto de painel planar, cilíndrico ou omnidirecional tanto montado no corpo do veículo espacial quanto deslocado.
Utilização do Último Estágio	A utilização do último estágio pode aumentar a massa injetada. Opções incluem estágio de propulsores sólido ou líquido
Abordagem de Propulsão	A medida da propulsão é requerida? Opções incluem sem propulsão, gás comprimido, monopropelente líquido ou bipropelente.

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

Para estimar o tamanho e a estrutura do veículo espacial, deve-se selecionar uma abordagem de concepção, desenvolver uma configuração (disposição global) e realizar alocações de desempenho para seus subsistemas. Então, deve-se avaliar o resultado da concepção e reconfigurar ou realocar se necessário. Interações subsequentes adicionadas à concepção detalhada devem fornecer melhores alocações. O processo de alocação dos requisitos de projetos envolve duas técnicas mutuamente de suporte. A primeira, os requisitos de projeto alocados são ditados pela consideração da abordagem de projeto *top-down* do veículo. Como alternativa e segunda técnica, os requisitos alocados do projeto são desenvolvidos pela coleta detalhadas de informações de projeto em uma abordagem *bottom-up*.

Desde o início do projeto de um veículo espacial é preciso projetar o hardware e software para alcançar um funcionamento confiável. O processo de projeto para confiabilidade inicia na fase de projeto conceitual com a determinação dos requisitos de confiabilidade do sistema e da alocação desses requisitos para os subsistemas. Primeiro deve estabelecer o critério de sucesso da missão. Qual é a lista de eventos e operação que, juntos, constituem o sucesso. Segundo, deve atribuir uma probabilidade numérica para atender cada elemento do critério de sucesso da missão e selecionar um conjunto de regras básicas para computar a probabilidade de sucesso. Terceiro, deve alocar os requisitos de confiabilidade a todos os hardware e softwares. E por último, deve avaliar a confiabilidade do sistema e ocorrer interações no projeto para maximizar a avaliação de confiabilidade, identificar e eliminar os modos de falha.

Se forem conhecidas a massa e a potência do veículo espacial, pode ser estimado o seu tamanho. A maioria das espaçonaves possui um corpo principal ou compartimento de equipamentos. Muitas também têm painéis solares que envolvem o compartimento de equipamentos para o lançamento e a abertura para fora do compartimento em órbita.

A Tabela 4.10 mostra relações de estimativas baseadas nas análises de volume e dimensões de um número de veículos espaciais. Essas têm uma variação entre 135 kg até 3.625 kg e representa aproximadamente 15% dos veículos espaciais norte americanos lançados entre 1978 e 1984.

Tabela 4.10 – Regras para estimativa de volume, dimensão, área e MOI.

Característica	Estimativa	Varição
Volume (m^3)	$V = 0,01.M$	0,005 a 0,05
Dimensão linear (m)	$s = 0,25.M^{1/3}$	0,15 a 0,30
Área do objeto (m^2)	$A_b = s^2$	-
Momento de Inércia ($kg.m^2$)	$I = 0,01.M^{5/3}$	-

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

4.3. Processos de propriedades de massa

Propriedades de massa ou engenharia de propriedades de massa (MPE – *Mass Properties Engineering*) é uma parte fundamental de qualquer projeto de veículo ou objeto, desde o princípio do projeto, por meio de todas as fases de projeto, que passam por fabricação, teste e desenvolvimento e ao longo de todo o seu ciclo de vida, incluindo o descarte.

As atividades relacionadas aos processos de propriedades de massa serão explanadas de acordo com as recomendações práticas, *handbook* da SAWE (2011) e artigos relacionados ao assunto.

A SAWE é uma organização internacional cujo propósito é promover o reconhecimento de engenharia de propriedades de massa como uma especialidade no ramo da engenharia. Esta sociedade está organizada em mais de 20 capítulos com membros nas Américas, Europa e Ásia, proporcionando oportunidades para engenheiros discutirem questões comuns, procedimentos, especificações de tal modo a ampliar horizontes ao assunto correlato. Para maiores informações a respeito da SAWE pode-se utilizar o site: www.sawe.org.

O modelo de diagrama de controle de processo de propriedades de massa como mostrado na Figura 3.2 do Capítulo 3, será detalhado. Este controle de processo de propriedades de massa é um processo iterativo ao longo do ciclo de vida de um sistema ou programa e que pode ser escalável de modo ser aplicável ao menor nível do sistema. Deste modo, a engenharia de propriedades de massa deve ser considerada como parte de um todo e que continuamente usa realimentação e retorno de dados em cada fase do ciclo de vida do sistema (e cada iteração dentro das fases), no qual todas as partes do processo de propriedades de massa devem ser desempenhadas. Há também uma constante comunicação entre elementos do processo de propriedades de massa e entre as ramificações tanto da parte de gerenciamento quanto da parte técnica do plano de controle de propriedades de massa (SAWE, 2010).

A seguir são relacionados e descritos resumidamente os elementos do processo de propriedades de massa de acordo com a SAWE (2010). A descrição detalhada desses elementos será apresentada em um documento futuro da SAWE (*Cross-Industry Recommended Practice* - RP-C-1), que está ainda em desenvolvimento.

As atividades que compõem o processo são logicamente organizadas dentro de subprocessos. Quatro desses estão na categoria de “Gerenciamento” e outros quatro estão na categoria “Técnica” (SAWE, 2010). Esses sub processos serão descritos a partir da definição encontrada na recomendação prática da SAWE (2004).

4.3.1. Categoria de “Gerenciamento”

M1: *Esforço Técnico do Plano de Propriedades de Massa:* assegura que o caminho para alcançar o objetivo do processo seja claramente traçado dentro das restrições do programa. Isto tem início pela definição e redefinição do escopo dos esforços de propriedades de massa dentro de um plano de controle. É necessário definir os elementos fundamentais para um controle e gerenciamento efetivo, tais como comprometimento da gerência em atender os objetivos de propriedades de massa, definição dos papéis e responsabilidades, cronogramas detalhados e tarefas que cobrem completamente as propriedades de massa no escopo atual, um detalhamento de um programa para diminuição de massa, integração do processo de controle de massa dentro de outros planos de programas e mitigação de risco de propriedades de massa.

M2: *Gerenciamento de Risco de Propriedades de Massa:* garante que as incertezas ou ameaças relacionadas às propriedades de massa sejam identificadas e eficientemente tratadas. Esse processo tem início pelo conhecimento completo ou pela revisão das áreas que apresentem riscos de propriedades de massa. Uma avaliação dos impactos desses riscos deve ser realizada. Os riscos são priorizados/repriorizados e estratégias de mitigação são desenvolvidas ou revisadas frequentemente e documentadas. As estratégias são revisadas e aprovadas pela gerência do programa e incorporadas aos planos de propriedades de massa.

M3: *Análise e Avaliação das Propriedades de Massa (Desenvolver Métricas)*: fornece informações precisas e rápidas à gerência do programa de modo a garantir que o foco das propriedades de massa seja mantido ao longo de todo o programa. Devem-se preparar relatórios de andamento do projeto e gerar uma avaliação de medida do desempenho técnico para apresentar claramente, não somente o que tem ocorrido até a data, mas também prever tendências e futuros resultados. Os dados devem ser extraídos de um banco de dados de propriedades de massa a partir de análise e medidas de verificação e validação (T4).

M4: *Controle Inicial das Propriedades de Massa*: precisamente rastreia e registra os resultados de todas as análises e estudo de casos. É iniciado pelo estabelecimento de uma referência (*baseline*) para medir o progresso das propriedades de massa. Um banco de dados de propriedades de massa é então inicializado com esses dados iniciais de referência. Todos os resultados ou alterações de propriedades de massa devem ser identificados durante as atividades de análises de medidas de verificações e validações (T4) devem ser revisadas na totalidade, documentadas e então adicionados ao banco de dados. Garantir que as propriedades de massa e mudanças sejam adequadamente definidas, documentar um histórico de mudanças incluindo razões para tal, desenvolver e manter um *handbook* de propriedade de massa, manuais e fonte de dados técnicos para as fases operacionais do programa.

4.3.2. Categoria de “Técnico”

T1: *Análise de Requisitos de Propriedades de Massa*: asseguram que o conceito de configuração selecionado considera minuciosamente todos os requisitos, contribuindo assim para a redução de risco de aumento de massa. Essa fase deve começar com a identificação e definição de todos os objetivos e restrições que influenciam ou sejam influenciados pelas propriedades de massa. Devem-se estabelecer as estimativas iniciais das propriedades de massa e serem distribuídas aos vários grupos, por exemplo, ao grupo mecânico para dar apoio a análises estruturais. Definir o nível mais alto para que não sejam excedidos os valores, as entradas e os objetivos de propriedades de massa. E, por fim, calcular e definir os valores de massa do projeto.

T2: *Definição de Arquitetura (Alocação de Requisitos) de Propriedades de Massa:* alocar completamente as entradas iniciais, objetivos e massa não excedida para cada parte do objeto e/ou veículo. Devem-se detalhar os requisitos de massa aos níveis mais baixos para fornecer os focos críticos durante todas as facetas no processo do projeto, evitando assim custos de reprojeto para remoção de massa posterior. Devem-se revisar os requisitos de entradas e objetivos para ajuste conforme necessário.

T3: *Otimização e Avaliação de alternativas (Estudo de Casos) das Propriedades de Massa:* projetistas devem atentamente concentrar um nível alto de atenção ao controle e redução de massa. Estudo de casos é iniciado para achar opções mais leves de massa para mudanças potenciais de projeto, para que possam ser encontradas soluções mínimas de impacto e uma avaliação das sugestões de melhoria nas propriedades de massa. Abordagens alternativas de projetos poderão ser identificadas. Os impactos das propriedades de massa serão estimados e os riscos avaliados. Deve-se selecionar a abordagem escolhida, documentando também o estudo de caso, incluindo os resultados aprovados na configuração inicial.

T4: *Verificação (Análise) e Validação das Propriedades de Massa:* deve-se garantir que dados para objeto e/ou veículo sejam continuamente analisados e atualizados a maioria das informações precisas e que essas estejam disponíveis. A análise passará pelas etapas normais de amadurecimento da massa e do projeto, sendo necessário estimar as propriedades de massa iniciais (referência). Conforme o projeto progride, a análise das propriedades de massa continua nesse processo repetitivo, sendo que a massa refletirá gradativamente em grande porcentagem das propriedades de massa calculadas. Devem ser realizadas as medições das propriedades de massa, comparando-as com as calculadas. Todas essas informações são usadas para procurar padrões e tendências e projetar futuros resultados. É necessário analisar as propriedades de massa em nível de sistema e preparar os limites ou folgas operacionais de propriedades de massa.

De acordo com essa mesma recomendação prática da SAWE (2004), uma maneira de medir e melhorar a eficiência, e/ou desempenho do processo, é usar indicadores métricos para fornecer projeções de massas futuras e os resultados de equilíbrio em

contraste aos relatórios de sucesso ou falhas. A métrica deve fornecer um aviso de tendências adversas com antecedência suficiente para implementar ações corretivas para minimizar impactos (custo, cronograma, desempenho) no desenvolvimento do produto. A Figura 4.3 contém um fluxograma do processo de controle e gerenciamento de propriedades de massa.

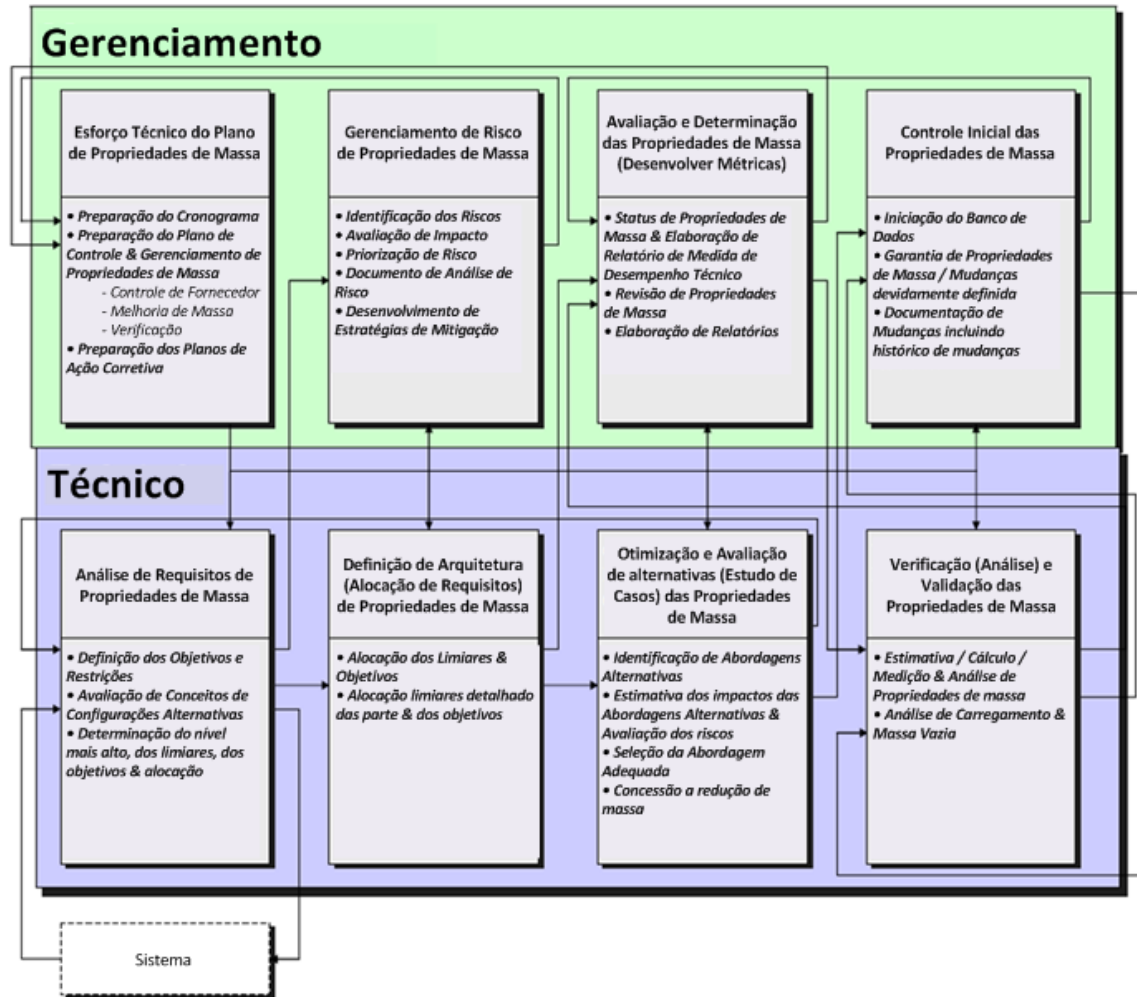


Figura 4.3 – Fluxograma de controle e gerenciamento dos processos de propriedades de massa.

Fonte: Adaptada de SAWE (2004)

Para o início de um processo de uma missão espacial, algumas questões podem ser levantadas concernentes a propriedades de massa e de acordo com Peterson et al. (2008), quais informações precisam ser rastreadas, além disso, de que maneira essas informações foram calculadas e rastreadas e onde serão armazenadas.

Belt (2003) disse que no passado os programas tinham requisitos específicos e rígidos impostos pelo governo, diretamente relacionados ao controle, gerenciamento e verificação de propriedades de massa. As propriedades de massa eram controladas e gerenciadas de perto em todo o ciclo de vida do produto. Mas, hoje a maioria dos requisitos do programa é especificada somente nos níveis mais altos, geralmente relacionados a algumas medidas de desempenho. Essa abordagem baseia-se na suposição de que é necessário conhecer a melhor forma de cumprir os requisitos do nível mais elevado, derivando todos os requisitos necessários indispensáveis para satisfazer implicações de custo, cronograma e desempenho dos requisitos definidos do nível mais alto.

Ainda de acordo com Belt (2003), uma coleção de produtos e processos de propriedades de massa pode ser listada na forma de matriz. Conforme ilustrado na Tabela 4.11, eles estão listados na ordem clássica de tarefas versus marcos do programa ou eventos. Segundo o autor, a intenção da lista é providenciar um ponto de partida para outros desenvolverem uma lista similar para produtos específicos que podem ser usados como um guia para gerenciamento de produtos e processos específicos de propriedades de massa tão bem quanto uma base para fazer um trabalho de estimativas de uma proposta do programa ou projeto.

Tabela 4.11 – Produtos e processos de propriedades de massa.

Propriedades de Massa incluem: Massa, 3-Eixos de CG, MOI & POI				Ciclo de Vida do Programa														
Processo Funcional de Engenharia de Sistema	Tarefas de Engenharia de Propriedades de Massa			Definição do Sistema		Concepção do Sistema				Verificação		Produção & Entrega		Operação & Suporte			Programa de Fechamento / Descarte	
	Tarefa Principal	Tarefa Secundária	Sub Tarefas	Fase do Programa	Aquisição	Conceito do Projeto			Projeto Preliminar	Projeto Detalhado								
				Atividade do Programa	Mercado	Proposta								Revisão de pré- operação	Suporte Operacional / Voo			
	Marcos do Programa	RFI	RFP	SRR	SDR	CoDR	PDR	CDR	TRR	FCA	PRR	PCA	ORR	FRR	FCO			
Sínteses do Sistema																		
			Determinação & estudo de viabilidade de propriedades de massa															
			Avaliação de concorrência & mercado															
			Determinação preliminar de propriedades de massa															
			Geração paramétrica & escala de propriedades de massa															
			Apoio ao estudo de casos preliminar															
			Análise de tendências de propriedades de massa															
			Estabelecimento de causa & efeito															
			Análise de tendência de desempenho de propriedades de massa															
			Estabelecimento do valor do quilo/balanceamento															
			Valor do quilo/balanceamento para o cliente															
			Valor do quilo/balanceamento para o contratante															
			Valor atual da redução/balanceamento de massa															
Desenvolvimento de Arquitetura																		
			Estimativa & atualização preliminar de propriedades de massa															
			Apoio ao estudo de casos															
			Atualização do valor do quilo															
			Atualização do valor do quilo para o cliente															
			Atualização do valor atual de redução/balanceamento de massa															
			Definição & refinamento dos hardwares do sistema exigido															
			Atualização das estimativas de propriedades de massa															
			Estimativas preliminares de propriedades de massa															
			Análise de avaliação crítica de propriedades de massa															
			Avaliação de risco de propriedades de massa															
			Iniciação & atualização do modelo de massa															

Continua

Tabela 4.11 – Continuação.

Propriedades de Massa incluem: Massa, 3-Eixos de CG, MOI & POI				Ciclo de Vida do Programa													
Processo Funcional de Engenharia de Sistema	Tarefas de Engenharia de Propriedades de Massa			Definição do Sistema		Concepção do Sistema				Verificação		Produção & Entrega		Operação & Suporte			Programa de Fechamento / Descarte
	Tarefa Principal	Tarefa Secundária	Sub Tarefas	Fase do Programa	Aquisição		Conceito do Projeto			Projeto Preliminar	Projeto Detalhado			Revisão de pré-operação		Suporte Operacional / Voo	
				Atividade do Programa	Mercado	Proposta	SRR	SDR	CodR					PDR	CDR	TRR	
	Marcos do Programa	RFI	RFP	SRR	SDR	CodR	PDR	CDR	TRR	FCA	PRR	PCA	ORR	FRR	FCO		
Requisitos de Desenvolvimento																	
	Avaliação dos requisitos de propriedades de massa																
	Estabelecimento do sistema, subsistema e dos planos de controle de propriedades de massa no nível mais baixo																
	Estabelecimento, derivação & decomposição dos requisitos																
	Estabelecimento das alocações de propriedades de massa																
	Sistema																
	Subsistema (componentes)																
	Item do nível mais baixo																
	Fluidos operacionais																
	Propelentes																
	Estabelecimento do plano de tolerância de aumento de massa																
	Estabelecimento do plano de redução de aumento de massa																
	Estabelecimento do perfil do plano de desempenho																
	Estabelecimento dos planos de relatar as propriedades de massa																
	Conteúdo																
	Formato																
	Transmissão																
	Integração																
	Estabelecimento dos planos de verificação de propriedades de massa																
	Estabelecimento dos requisitos de verificação																
	Estabelecimento dos métodos & precisão de verificação																
	Item final																
	Sistema																
	Subsistema																

Continua

Tabela 4.11 – Continuação.

Propriedades de Massa incluem: Massa, 3-Eixos de CG, MOI & POI				Ciclo de Vida do Programa																		
Processo Funcional de Engenharia de Sistema	Tarefas de Engenharia de Propriedades de Massa			Definição do Sistema		Concepção do Sistema				Verificação		Produção & Entrega		Operação & Suporte			Programa de Fechamento / Descarte					
	Tarefa Principal	Tarefa Secundária	Sub Tarefas	Fase do Programa	Aquisição		Conceito do Projeto			Projeto Preliminar	Projeto Detalhado	TRR	FCA	PRR	PCA	Revisão de pré-operação		Suporte Operacional / Voo				
				Atividade do Programa	Mercado	Proposta	SRR	SDR	CoDR							PDR			CDR	ORR	FRR	FCO
				Marcos do Programa	RFI	RFP	SRR	SDR	CoDR							PDR			CDR	TRR	FCA	PRR
			Partes detalhadas																			
			Requisito de pontos rígidos sobre o hardware para verificação																			
			Requisito de pontos rígidos sobre o hardware para balanceamento																			
			Estabelecimento dos requisitos de coordenação de verificação																			
			Facilidades																			
			Equipamento de medidas de propriedades de massa																			
			Equipamentos especial																			
			Projeto de suporte de equipamento																			
			Operações de produções																			
			Operações de testes																			
			Estabelecimento dos métodos de verificação																			
			Elaboração os procedimentos de verificação																			
			Estabelecimento de reportar & transmitir a verificação																			
			Estabelecimento dos requisitos de propriedades de massa dos subcontratados																			
			Requisitos do Documento de dados																			
			Especificação de propriedades de massa																			
			Planos de controle de propriedades de massa																			
			Especificação de relatório de propriedades de massa																			
			Especificações de verificação e validação																			
			Estabelecimento dos requisitos de auditoria de propriedades de massa																			
			Estabelecimento de reportar & transmitir a verificação																			
			Entradas de propriedades de massa na engenharia de sistema																			
			Documento de controle de referência (inicial)																			
			Plano Principal Integrado																			
			Cronograma principal integrado																			

Continua

Tabela 4.11 – Continuação.

Propriedades de Massa incluem: Massa, 3-Eixos de CG, MOI & POI				Ciclo de Vida do Programa																			
Processo Funcional de Engenharia de Sistema	Tarefas de Engenharia de Propriedades de Massa			Definição do Sistema		Concepção do Sistema				Verificação		Produção & Entrega		Operação & Suporte			Programa de Fechamento / Descarte						
	Tarefa Principal	Tarefa Secundária	Sub Tarefas	Fase do Programa	Aquisição		Conceito do Projeto			Projeto Preliminar	Projeto Detalhado			Revisão de pré-operação		Suporte Operacional / Voo							
				Atividade do Programa	Mercado	Proposta	SRR	SDR	CoDR					PDR	CDR			TRR	FCA	PRR	PCA	ORR	FRR
				Marcos do Programa	RFI	RPP																	
			Mecanismos & partes móveis																				
			Hardware em processamento																				
			Ferramental																				
			Equipamento de suporte em solo (GSE)																				
			Proteção de equipamento																				
			Simulações de testes de prova																				
			Equipamento de testes especiais																				
			Configurações especiais para análises avançadas																				
			Configurações especiais para manufatura																				
			Configurações especiais para montagem																				
			Configurações especiais para acondicionamento e transporte																				
			Suporte para movimentação																				
			Fluidos operacionais																				
			Mecanismos & partes móveis																				
			Propelentes																				
			Mecanismos & partes móveis																				
	Integração																						
			Preparação de relatório periódico de propriedades de massa de sistema, subsistema e partes mecânica (equipamentos, componentes, etc.)																				
			Relatórios semanais & mensais																				
			Sumário de valores de propriedades de massa																				
			Nível de certeza em valores																				
			Todo sistema/partes mecânica (equipamento, componentes, etc.)																				
			Propriedades de massa detalhada de partes																				
			Equipamento fornecido por cliente																				

Continua

Tabela 4.11 – Continuação.

Propriedades de Massa incluem: Massa, 3-Eixos de CG, MOI & POI				Ciclo de Vida do Programa													
Processo Funcional de Engenharia de Sistema	Tarefas de Engenharia de Propriedades de Massa			Definição do Sistema		Concepção do Sistema				Verificação		Produção & Entrega		Operação & Suporte			Programa de Fechamento / Descarte
	Tarefa Principal	Tarefa Secundária	Sub Tarefas	Fase do Programa	Aquisição		Conceito do Projeto			Projeto Preliminar	Projeto Detalhado						
				Atividade do Programa	Mercado	Proposta	SRR	SDR	CoDR								
	Marcos do Programa	RFI	RFP	SRR	SDR	CoDR	PDR	CDR	TRR	FCA	PRR	PCA	ORR	RRR	FCO		
			Mecanismos & partes móveis														
			Relatório nominal & dispersão														
			Sistema de coordenada de referência														
			Histórico de propriedades de massa / massa														
			Monitoramento das propriedades de massa para plano de desempenho														
			Alterações desde o último relatório														
			Alterações pendentes														
			Alterações potenciais														
			Desempenho de subcontratado														
			Preenchimento do modelo de massa														
			Integração de propriedades de massa a partir de todos os recursos														
			Equipamento fornecido por cliente														
			Fornecimento de subcontratados														
			Estimativa de propriedades de massa														
			Cálculo de propriedades de massa														
			Medição de propriedades de massa														
			Verificação e Validação														
			Medições de propriedades de massa de pré produção de hardware														
			Medições de propriedades de massa detalhada de parte														
			Medições de propriedades de massa de subsistema														
			Medições de propriedades de massa de sistema/componentes														
			Retificação de valores medidos x valores calculados														
			Medições de propriedades de massa de produção de hardware														
			Medições de propriedades de massa detalhada de parte														
			Medições de propriedades de massa de subsistema														

Continua

Tabela 4.11 – Conclusão.

Propriedades de Massa incluem: Massa, 3-Eixos de CG, MOI & POI				Ciclo de Vida do Programa															
Processo Funcional de Engenharia de Sistema	Tarefas de Engenharia de Propriedades de Massa			Definição do Sistema		Concepção do Sistema				Verificação		Produção & Entrega		Operação & Suporte			Programa de Fechamento / Descarte		
	Tarefa Principal	Tarefa Secundária	Sub Tarefas	Fase do Programa	Aquisição		Conceito do Projeto			Projeto Preliminar	Projeto Detalhado	TRR	FCA	PRR	PCA	Revisão de pré-operação		Suporte Operacional / Voo	
				Atividade do Programa	Mercado	Proposta	SRR	SDR	CoDR							PDR			CDR
	Marcos do Programa	RFI	RFP	SRR	SDR	CoDR	PDR	CDR	TRR	FCA	PRR	PCA	ORR	FRR	FCO				
			Medições de propriedades de massa de sistema/componentes																
			Retificação de valores medidos x valores calculados																
			Integração dos valores medidos no modelo de massa																
	Entrega do Produto																		
			Medições de propriedades de massa de entrega após aceitação de teste																
			Balanceamento de partes/sistema																
			Estabelecimento & manutenção de propriedades de massa gravações de entrega atuais																
	Suporte Operacional																		
			Fornecimento de suporte operacional de propriedades de massa																
			Registro, determinação das propriedades de massa, e preparação de relatório resumido de propriedades de massa (suplementos de controle e carregamento)																
			Monitoramento & registro de mudanças de projeto/hardware																
			Atualizações do log de propriedades de massa																
			Fornecimento de suporte de logística																
			Liberação de partes/sistemas para operações de solo e de voo																
			Preparação de relatório de propriedades de massa da missão																
			Fornecimento atual e/ou de suporte de propriedades de massa de voo																
			Fornecimento de propriedades de massa da missão de substituições/atualizações																
			Reverificação periódica das medições de propriedades de massa atuais																
			Fornecimento de suporte de finalização do programa/partes																
			Fornecimento especial de configuração de propriedades de massa para descarte																
			Preparação de finalização resumida de propriedades de massa																
			Preparação & fornecimento dos registros de finalização das propriedades de massa																

LISTA DE SIGLAS				
CDR - Critical Design Review	FCO - Flight Check Out	PCA - Physical Control Audit	RFI - Request for Information	SRR - System Requirements Review
CoDR - Conceptual Design Review	FRR - Flight Readiness Review	PDR - Preliminary Design Review	RFP - Request for Proposal	TRR - Test Readiness Review
FCA - Functional Design Review	FRR - Operational Readiness Review	PRR - Production Readiness Review	SDR - System Design Review	

Fonte: Adaptada de Belt (2003)

4.3.3. Controle e gerenciamento de propriedades de massa

Para qualquer início de programa, a recomendação prática da SAWE (2012) diz que é altamente desejável que um plano formal para o controle de propriedades de massa seja estabelecido, documentado e aprovado. Essa documentação deve descrever os procedimentos e métodos para todas as partes envolvidas para desenvolver, analisar, verificar, reportar e controlar todos os dados de propriedades massa.

Segundo Morgan (2000), no plano de propriedades de massa, todas as questões relacionadas devem ser consideradas no desenvolvimento de um sistema espacial. Começando com os requisitos preliminares de projeto e, quando todas as questões forem abordadas, haverá a certeza de que as propriedades de massa não resultarão na falha do sistema. O mesmo autor afirma que várias questões fundamentais precisam ser abordadas para a definição adequada dos requisitos, como se segue:

1. Quem precisa dos dados de propriedades de massa?
2. Em qual nível de componente os requisitos são necessários?
3. Qual o método de tolerância deverá ser usado e onde deverá ser usado?
4. Como as mudanças paramétricas durante o voo devem ser tratadas?
5. Que ferramentas devem ser usadas para calcular e rastrear as propriedades de massa?

Os principais requisitos são definidos (esses precisam estar na fase de proposta inicial) e, conforme forem derivados os processos, esses requisitos serão refinados e/ou melhorados, até mesmo novos requisitos poderão surgir para atender o objetivo da missão. De acordo com Belt (2003), os requisitos críticos relacionados a propriedades de massa precisam ser identificados com controle e gerenciamento iniciados o mais cedo possível.

Ohanian III (2003) declara que a determinação de propriedades de massa é fundamental durante a fase de projeto conceitual. A obtenção de informações confiáveis de propriedade de massa, no início da concepção de um sistema, pode evitar erros de

projetos que podem ser extremamente custosos mais adiante no processo de desenvolvimento.

As propriedades de massa têm influencia significativa na definição de um sistema espacial e sua operação, Boze (2006) demonstra uma interatividade de forma simplificada à síntese de projeto, com relação às propriedades de massa, conforme ilustrado na Figura 4.4.

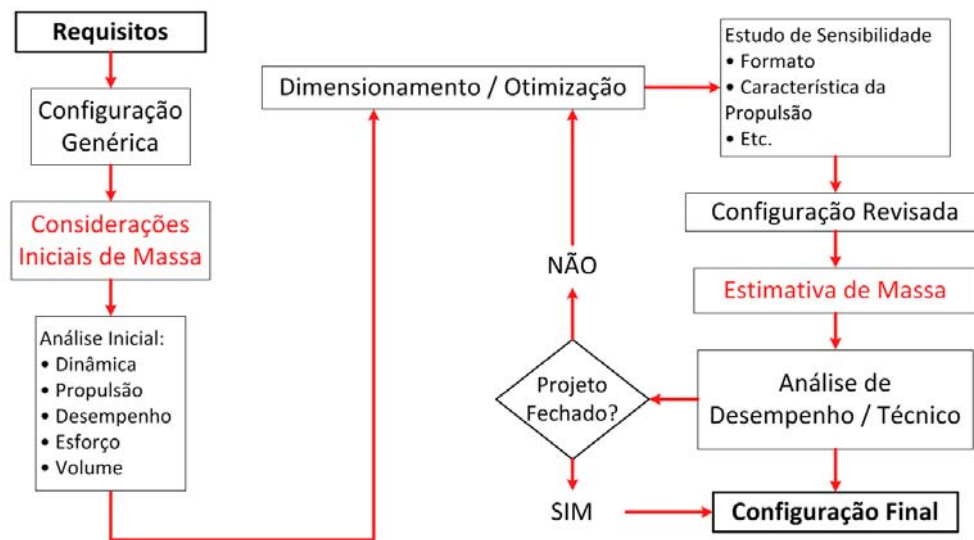


Figura 4.4 – Interação simplificada de um projeto.

Fonte: Adaptada de Boze (2006)

Para lidar confiavelmente com todos os planos, informações, interações e dados relacionados a propriedades de massa de um sistema, deve ser realizado um controle e gerenciamento adequado dessas informações.

O principal desafio para o gerenciamento é manter o controle de todas as propriedades de massa ao longo do ciclo de vida de um produto. Isso pode parecer fácil, se as propriedades de massa de todos os itens e a lista de materiais forem conhecidas (HEIM; PERTERMANN, 2008).

Esse gerenciamento e controle são de importância fundamental no processo de projeto e desenvolvimento de um produto espacial. Propriedades de massa devem ser gerenciadas e controladas como qualquer outro parâmetro de desempenho do sistema. Precisam ser

alocados, analisados, controlados, verificados e precisam ser rastreados ao longo do ciclo de vida de um sistema para garantir o cumprimento de todos os requisitos (AIAA, 1999). De acordo com Mathews (1998), o controle das propriedades de massa é necessário para garantir que os subsistemas do satélite alcancem os resultados requeridos, quando o satélite estiver em operação e o sucesso da missão depender do atendimento dos requisitos e restrições de propriedades de massa.

A recomendação prática da SAWE (2004) descreve que o objetivo principal do processo de controle e gerenciamento de propriedades de massa é verificar se os requisitos de desempenho do sistema relacionados a propriedades de massa estão sendo cumpridos ou excedidos. O processo deve fornecer dados de propriedades de massa de forma precisa e rápida para que a gerência do programa possa realizar tomadas de decisão sobre a otimização do projeto, balanceando custo, cronograma e requisitos de desempenho.

O nível de esforço deve ser adequado para determinar, controlar, monitorar, verificar e documentar as propriedades de massa no nível de sistema, subsistema e de componentes de forma a atender todos os requisitos necessários (SAWE, 2012).

De acordo com Gilliam (2005), há poucos programas que não tenham experimentado algum tipo de aumento de massa e que tiveram que implementar algum tipo de ação para redução de massa. Dependendo do ponto no tempo do cronograma do programa, isso pode ser um processo muito caro e, por causa disso, alguns programas têm sido encerrados devido ao aumento de massa fora de controle. O autor dá uma ênfase na responsabilidade de controlar a massa, controlar a massa e controlar a massa, seguido das tarefas de evitar o aumento de massa, redução de massa, controle de CG e controle do MOI. Zimmerman e Terry (2010) descrevem que o gerenciamento de propriedades de massa, especialmente sobre a massa, pode sair rapidamente fora de controle.

Para gerenciar e controlar as propriedades de massa, de acordo com recomendação prática (SAWE, 2012), um plano de controle de propriedades de massa, mesmo que limitado no escopo, deve ser desenvolvido e implementado. Os objetivos desse plano devem conter (SAWE, 2012):

- a. identificação das propriedades de massa que devem ser controladas devido aos requisitos de desempenho e controle;
- b. definição dos limites aplicáveis de propriedades de massa relacionados ao sistema espacial e/ou seus subsistemas em termos verificáveis; e
- c. formulação e organização do programa de controle de propriedades de massa que pode ser efetivamente implementado no início do desenvolvimento para monitorar as propriedades de massa e alcançar os requisitos de propriedades de massa. Esse plano deve ser identificado de maneira a mostrar como as propriedades de massa do sistema serão monitoradas, comparado com os limites impostos, controlados, reportados e verificados.

Para todos os temas relacionados ao controle e gerenciamento de propriedades de massa, o reconhecimento é que, no final, a massa de qualquer sistema espacial é o resultado de muitas decisões de projeto feitas pela gerência do programa durante as fases de concepção e desenvolvimento. (SAWE, 2012).

Como descrito, pode ser verificado o quão importante e fundamental é ter um gerenciamento e controle das propriedades de massa ao longo do ciclo de vida de um sistema espacial. Esse processo é uma parte integral de cada etapa ou fase para garantir o sucesso completo da missão dentro das restrições imposta pelo programa da missão.

4.3.4. Riscos relacionados às propriedades de massa

Para atender aos requisitos, além de todo o controle e gerenciamento relacionados às propriedades de massa, os riscos envolvidos devem ser abordados para todas as tarefas que estejam relacionadas, afetem ou sejam afetadas pelas propriedades de massa de um satélite.

Na maioria das áreas técnicas existem incertezas e riscos, assim como em todos os aspectos das tarefas de propriedades de massa. Deve-se fazer o máximo possível para entender onde as incertezas se originam, como quantificar os riscos e como realizar recomendações e decisões relacionadas a esses riscos (SAWE, 2010). Não há

alternativas para evitar a presença de risco no desenvolvimento de um sistema. Nenhum projeto pode ser planejado sem risco. O desafio é definir o sistema e o projeto que melhor atenda aos requisitos globais com o menor risco (SAWE, 2005).

Podemos questionar o que é risco e risco de propriedades de massa. Risco pode ser definido como a medida de probabilidade e gravidade de efeitos adversos, ou em palavras mais simples, como sendo a probabilidade de no momento da realização de uma tarefa ocorrer algo indesejável. Risco de propriedades de massa é a probabilidade que as propriedades de massa irão exceder às expectativas ou requisitos de projeto (SAWE, 2005).

De acordo com a SAWE (2010), risco pode ser vagamente separado em duas considerações e suas questões; (1) Avaliação de risco, onde é questionado o que pode dar errado, a probabilidade de dar errado e qual será a consequência se der errado; (2) Gerenciamento de risco, que são levantadas informações sobre o que pode ser feito sobre isso, quais são *trade-off* associados em termos de todos os custos, benefícios e riscos e quais são os impactos das decisões atuais e opções futuras.

Todas essas questões devem ser feitas e respondidas nos processos relacionado as propriedades de massa durante o projeto, construção e ao longo da vida operacional de um sistema. O que deve ser entendido primeiro são as fontes de risco, tanto no projeto global como nos processos correlatos (SAWE, 2010).

As incertezas e os riscos devem ser mitigados dentro do processo de propriedades de massa com o uso de margem, tolerâncias e reservas na estimativa de massa. Escolher e gerenciar essas margens e tolerâncias (frequentemente como parte do gerenciamento das medidas de desempenho técnico) é parte fundamental do processo e há um grande esforço constante em elevar a margem suficiente ou tolerância para reduzir risco a um nível aceitável ou elevar muito a margem que pode conduzir para o aumento do custo, do tamanho ou de outras partes do projeto (SAWE, 2010).

Descrito por Mun (2006) apud Boze e Hester (2009), risco é algo que alguém assume e é resultado de uma incerteza. Existem três níveis de incerteza: a conhecida, a

desconhecida e a irreconhecível. No contexto de propriedades de massa, o risco conhecido é o de não exceder os limites estabelecidos de propriedades de massa. Os desconhecidos são as incertezas dos valores de propriedades de massa que, à maneira que o projeto de um sistema amadurece com o tempo, tornam-se menores quando esses valores são substituídos por valores de cálculos e estimativas mais maduras. Por meio da concepção e construção das fases dos ciclos de vida do sistema, essas estimativas e cálculos geram riscos, mas estes riscos podem ser eventualmente reduzidos ou até mesmo eliminados. Os riscos irreconhecíveis são aqueles que não podem ser determinados, por exemplo, a perda de dados históricos e arquivos de cálculos ou informações relacionadas erroneamente.

Para Gilliam (2005), novos requisitos de projeto e introdução de tecnologia aumentam o risco de propriedades de massa. Um exemplo relacionado à massa do sistema é ilustrado na Figura 4.5. Novos requisitos e limitação de cronograma são as principais influências para o aumento do risco com relação ao aumento da massa do sistema.



Figura 4.5 – Influências para o aumento de risco relacionado ao aumento de massa do sistema.

Fonte: Adaptada de Gilliam (2005)

A gerência do programa deve ser notificada imediatamente quando os limites de propriedades de massa são excedidos, ou estão em risco de serem excedidos. Os efeitos sobre o desempenho do sistema e ação corretiva recomendada devem ser determinados em conjunto com a gerência (SAWE, 2012). Desse modo, os riscos devem ser gerenciados desde o início do desenvolvimento de um projeto para assegurar que consequências indesejáveis sejam antecipadas e tratadas o mais cedo possível.

Recomendação prática da SAWE (2005) diz que o objetivo do gerenciamento de risco é garantir que a entrega de um sistema e seus processos associados atendam às necessidades e aos requisitos em tempo e dentro do orçamento. E ainda descreve que o gerenciamento de risco envolve cinco processos, ou seja, planejamento, identificação, avaliação, análises e mitigação.

1. *Planejamento de risco*: é o processo de decidir com antecedência de como o risco será gerenciado, incluindo a especificação do processo de gerenciamento de risco e responsabilidades organizacionais;
2. *Identificação de risco*: é o processo de reconhecer os riscos potenciais e suas causas raízes o mais cedo possível e definir as prioridades para uma avaliação mais detalhada do risco;
3. *Avaliação de risco*: é o processo de caracterizar ou qualificar os riscos que merecem atenção;
4. *Análise de risco*: é o processo de avaliação de alternativas para tratamento dos riscos avaliados. Isso inclui a realização de estudo de “e se” (*What if*);
5. *Tratamento de risco*: é o processo de lidar com os riscos pela escolha de um recurso específico de ação. Risco pode ser mitigado optando por evitar risco (talvez com uma mudança de projeto), para controlar o risco (talvez com recursos de desenvolvimentos adicionais), para assumir o risco (esperando que o evento podem ser superado no desenvolvimento normal), ou para transferir o risco (por exemplo, com disposições especiais contratuais).

A Figura 4.6 demonstra um processo interativo de gerenciamento de risco envolvendo os cinco processos mencionado acima.

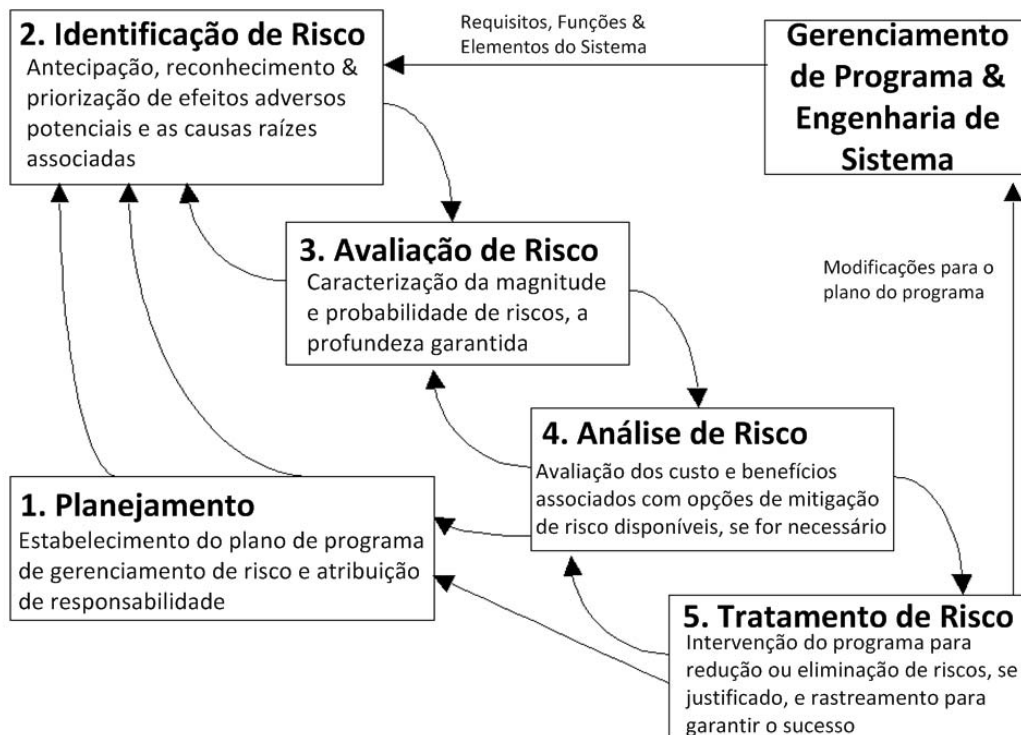


Figura 4.6 – Cinco etapas no processo de gerenciamento de risco.

Fonte: Adaptada da SAWE (2005)

4.3.5. Etapas dos processos de propriedades de massa

Tradicionalmente, um novo sistema é criado com base na experiência da equipe de projetistas e em projetos implementados anteriormente para missões semelhantes. As propriedades de massa iniciais de um item são os dados relativos a uma avaliação das fases iniciais dos projetos mais recentes. Essa avaliação de projeto inclui as propriedades de massa estimadas, calculadas ou medidas e incluem uma estimativa de detalhes definidos de projeto (AIAA, 1999).

A SAWE (2012) descreve que metodologias e ferramentas adequadas devem ser desenvolvidas ou adaptadas para apoiar a concepção de exploração, envolvendo entradas de propriedades de massa. Essas metodologias e ferramentas podem incluir gráficos, programas de computador, ou outros meios adequados para relacionar parâmetros de projetos importantes para análises de propriedades de massa.

Como visto anteriormente, a massa é um dos principais itens dentro de um sistema. Um gráfico de histórico de massa pode ser considerado. Gilliam (2005) apresenta este gráfico conforme ilustrado na Figura 4.7, que mostra a massa vazia (que inclui toda a massa estrutural do sistema, sem itens adicionais de operações a serem incluídas para operação) versus o tempo.

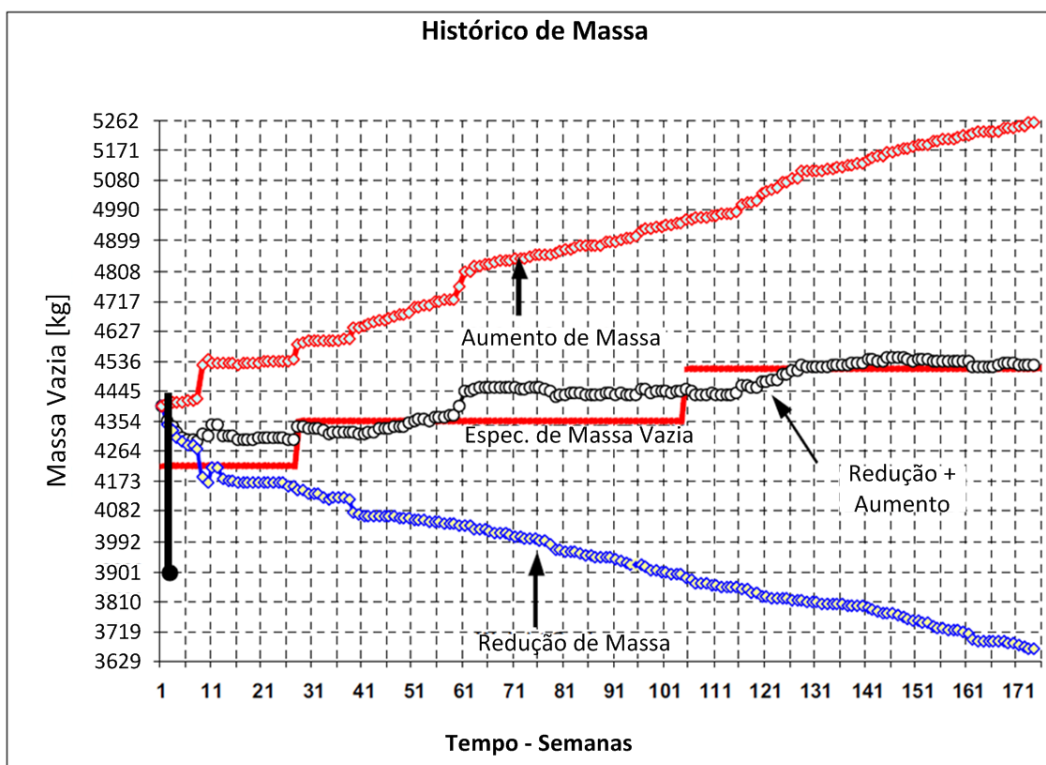


Figura 4.7 – Histórico de massa.

Fonte: Adaptada de Gilliam (2005)

O status de massa é representado no gráfico por um período de mais de três anos (a linha do meio), verifica-se que ele segue para direita junto dos requisitos de especificações, tudo nessa faixa não terá problemas. Essa é a linha que usualmente é relatada à gerência. O que não é mostrada é a dimensão de controle/redução de massa, que foi implementada para manter a massa no alvo. Isto mostra que sem controle de massa, de acordo com Gilliam (2005), poderia ter um aumento de 16% ao longo desse período.

Biggs (2005) descreve que programas anteriores têm mostrado que a massa de um sistema deverá ser maior que o valor determinado por meio de cálculo da massa inicial. A diferença entre a massa prevista e a massa inicial é chamada de aumento de massa. Ao olhar para o aumento de massa de programas anteriores, pode se fazer uma previsão do aumento de massa do programa atual.

A tolerância de aumento de massa é a mudança prevista para as propriedades de massa iniciais de um objeto baseado em uma avaliação do status de concepção e fabricação do objeto, e da estimativa das mudanças de projeto que podem ocorrer (SAWE, 2012). A tolerância do aumento de massa aplicado à massa é diretamente relacionada à maturidade do projeto.

A ISO 22010 (2007) apresenta uma compilação de dados históricos relacionado a porcentagem do aumento de massa ao longo do desenvolvimento de um sistema espacial, conforme mostra a Tabela 4.12

Tabela 4.12 – Porcentagem do aumento de massa relacionado a maturidade de projeto.

Maturidade de Projeto (Base para determinação da Massa)	Porcentagem do aumento de massa									
	Componentes elétrica/eletrônica			Estrutura	Controle Térmico	Propulsão	Baterias	Cablagem	Mecanismos	Instrumentação
	0-5	5-15	>15							
Estimada Esboços preliminares)	20-35	15-25	10-20	18-25	15-20	15-25	20-15	25-100	18-25	25-75
Layout (ou grande modificação de projeto existente)	15-30	10-20	5-15	10-20	10-20	10-20	10-20	15-25	10-20	20-30
Pré-entrega de desenho (ou modificação mínima de projeto existente)	8-20	3-15	3-12	4-15	8-15	5-15	5-15	10-25	5-15	10-25
Desenho entregue (valor calculado)	5-10	2-10	2-10	2-6	2-7	2-7	3-7	3-10	3-4	3-5
Projeto existente (massa atual provida de outro programa)	1-5	1-3	1-3	1-3	1-3	1-3	1-3	1-5	1-3	1-3
Massa atual Medição no modelo de voo)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Fonte: Adaptada da ISO 22010 (2007)

5 MÉTODO PROPOSTO

Este capítulo descreve uma proposta de processos de propriedades de massa buscando verificar para cada fase do ciclo de vida, o relacionamento e modo como cada atividade afeta ou seja afetado pelas propriedades de massa do satélite. Essa verificação pode fornecer como saída informações de modo a gerar requisitos nas etapas iniciais de desenvolvimento ou na fase de projeto. Um exemplo da aplicação dessa proposta em um caso real é apresentado no capítulo 6.

5.1. Visão Geral

Para o levantamento e a formulação da proposta dos processos relacionados às propriedades de massa do satélite, foi tomado como ponto de partida o modelo de diagrama do plano de controle de propriedades de massa proposto pela SAWE (2010), conforme Figura 3.2 no Capítulo 3. Além disso, foram utilizados conceitos referentes à análise e concepção de missão espacial e também conceitos relacionados às propriedades de massa conforme descritos ao longo desta dissertação.

Para melhor entendimento do modo como os processos relacionados a propriedades de massa podem ser levantados e consolidados, algumas etapas, conforme apresentado na sequência devem ser abordados.

5.2. Modelagem do ciclo de vida

O início de um projeto ou de uma missão seja ela de qualquer segmento segundo o INCOSE (2010), conforme já mencionado, tem início pela declaração do seu objetivo ou propósito principal que esse sistema deve executar, juntamente com a modelagem do seu ciclo de vida. Para sistemas espaciais, os objetivos gerais que devem ser alcançados e as características espaciais que serão exploradas são levantadas e tomadas como base para a formatação dos requisitos principais.

De acordo com o modelo de diagrama do plano de controle de propriedades de massa (SAWE, 2010), o ciclo de vida é modelado com uma visão global do sistema. Independente da sua aplicação e apesar de existirem vários modelos que representam o

ciclo de vida de um sistema, todos eles são destinados a identificar a relação entre as várias fases do ciclo de vida incorporando um retorno de informações (SILVA JR, 2011). Como o intuito desta dissertação é demonstrar a aplicação das propriedades de massa sobre um sistema espacial, no caso um satélite, a modelagem do ciclo de vida que melhor representa as fases desse sistema é ilustrado na Figura 5.1. Adaptado dos processos de ciclo de vida de satélites conforme definido pela ESA (ECSS, 2008, apud YASSUDA; PERONDI, 2010), a Figura 5.1 apresenta as fases principais do ciclo de vida de um satélite.

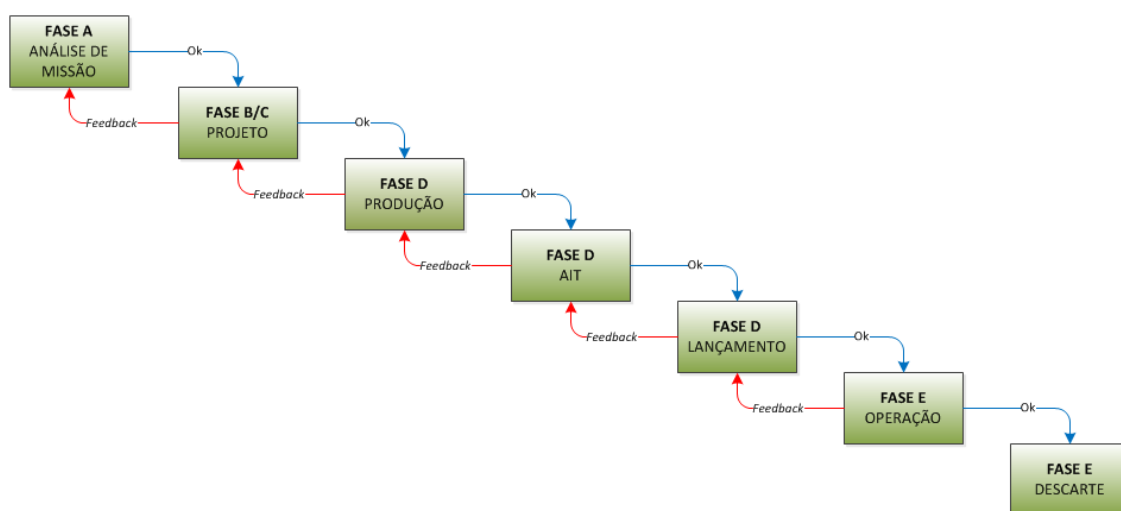


Figura 5.1 – Modelagem das principais fases do ciclo de vida de um satélite.

Fonte: Adaptada da ECSS (2008) apud Yassuda e Perondi (2010)

Como por definição o conceito de engenharia simultânea (ES) é antecipar os requisitos dos processos do ciclo de vida para a fase inicial de desenvolvimento ou para fase de projeto, a maior parte do escopo do esforço de desenvolvimento estará nesta fase. Pode ser entendido de forma simples conforme ilustra a Figura 5.2, que o fluxo do levantamento de informações ocorre na direção da fase de projeto.

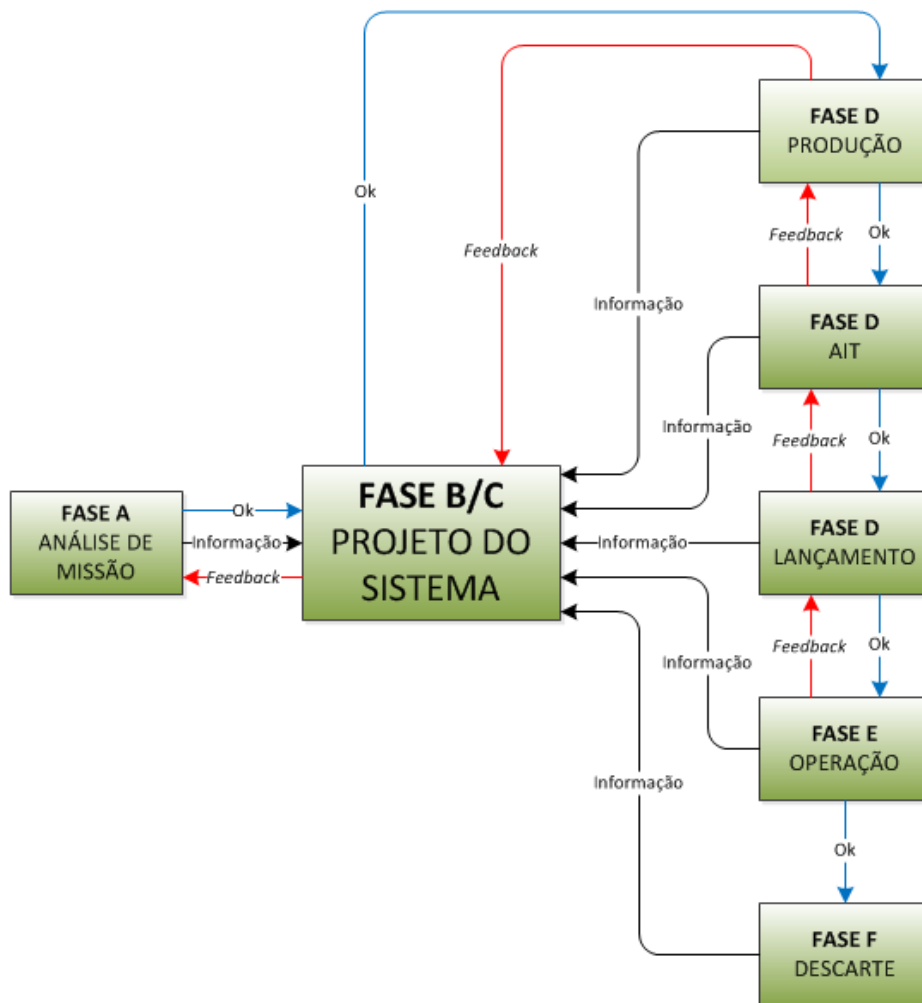


Figura 5.2 – Fluxo de informações dos processos.

5.3. Informações dos elementos de arquitetura

Para a sequência do desenvolvimento, os elementos principais de arquitetura de uma missão devem ser abordados conforme ilustra a Figura 2.4 no Capítulo 2 apresentado por Wertz e Larson (1999). Como somente tópicos relacionados às propriedades de massa interessam, serão apresentados os elementos que competem a essas informações. A Figura 5.3 apresenta os elementos de arquitetura relacionados às propriedades de massa.

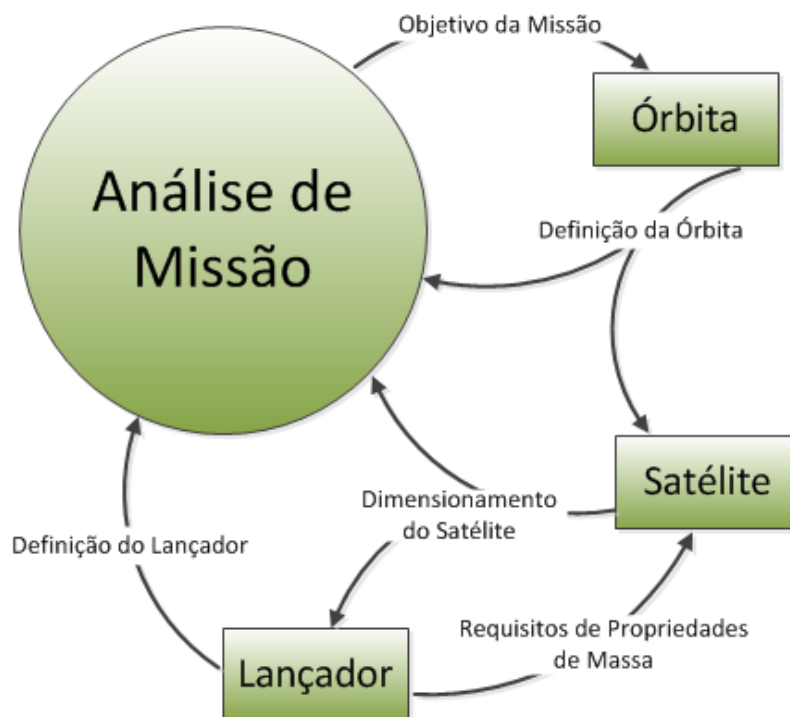


Figura 5.3 – Elementos de arquitetura relacionados a propriedades de massa.

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

Para entender melhor os elementos de arquitetura e o relacionamento entre eles em termos das informações que podem afetar e são afetadas pelas propriedades de massa de um satélite, a Tabela 5.1 apresenta para cada fase do ciclo de vida, as características ou elementos principais que possam afetar ou são afetado pelas propriedades de massa do satélite. Adaptado de Wertz e Larson (1999), essas características e elementos foram organizados pelas fases do ciclo de vida para evidenciar onde elas ocorrem. Ao contrário dos autores que relatam as informações necessárias para que sejam definidos requisitos e restrições dessas características ou elementos para a concepção da missão.

Tabela 5.1 – Principais características que afetam ou são afetados pelas propriedades de massa do satélite em cada fase do ciclo de vida.

Fase do ciclo de vida	Características ou elementos relacionadas as propriedades de massa
FASE A Análise de Missão	<ul style="list-style-type: none"> * Objetivo da missão * Órbita * Duração da missão (vida operacional) * Desempenho do sistema * Parâmetros físicos (Inicial) * Definição do lançador
FASE B/C Projeto	<ul style="list-style-type: none"> * Concepção do sistema * Decomposição Funcional * Desenvolvimento do subsistema * Partes mecânicas * Mecanismos * Arquitetura mecânica
FASE D Produção	<ul style="list-style-type: none"> * Modelo estrutural/térmico * Modelo de qualificação * Modelo de voo * Subsistemas * Mecanismos * Partes mecânicas * Cablagem
FASE D AIT	<ul style="list-style-type: none"> * Recebimento e Inspeção * Montagem * Alinhamento de equipamentos * Testes ambientais * Medidas físicas * Massa de balanceamento
FASE D Lançamento	<ul style="list-style-type: none"> * Montagem na coifa * Lançador * Ultimo estágio * Transferência de órbita * Precisão de apontamento * Abertura do painel solar * Outros mecanismos
FASE E Operação	<ul style="list-style-type: none"> * Controle de órbita e atitude * Precisão de apontamento * Mecanismos * Manobras e correções (Propulsão)
FASE F Descarte	<ul style="list-style-type: none"> * Órbita * Controle de órbita e atitude * Manobra (Propulsão) * Configuração final do sistema

Fonte: Adaptada de Wertz e Larson (1999)

A partir da Tabela 5.1, ficam evidenciados as características ou elementos que estão relacionados às propriedades de massa do satélite, servindo de guia para o levantamento dos processos de propriedades de massa.

5.4. Decomposição dos processos de propriedades de massa

A decomposição dos processos relacionados às propriedades de massa em cada fase do ciclo de vida permitirá uma visualização detalhada do que deve ser realizado e modo como cada processo pode ser executado.

Antes de decompor esses processos, deve ser compreendido que o interesse e conhecimento dos dados e informações relacionados às propriedades de massa descritos pela SAWE, bem como outros autores utilizados nesta dissertação ao longo do Capítulo 3 e do Capítulo 4 está voltado para o desempenho do produto ou sistema, ou seja, o foco está nas atividades que afetam as propriedades de massa do sistema. No entanto, o conhecimento desses dados e informações irá influenciar nos produtos que por elas são afetados e, portanto, devem ser considerados na decomposição dos processos de propriedades de massa.

Conforme descrito no Capítulo 4, Belt (2003) apresentou uma coleção de produtos e processos de propriedades de massa listada na forma de matriz. Conforme mencionado pelo autor, a lista provê um ponto de partida para outros desenvolverem uma lista similar para produtos específicos relacionados a propriedades de massa. Para uma melhoria dos processos de propriedades de massa propostos por Belt, serão utilizadas todas as informações sobre conceito de dimensionamento e projeto e meios para gerar requisitos conforme descritos por Wertz e Larson (1999) na análise e concepção de uma missão espacial e recomendações práticas, conceitos e definições de propriedades de massa descritas pela SAWE.

A Tabela 5.2 apresenta a proposta dos processos de propriedades de massa adaptada e as atividades são separadas nas fases do ciclo de vida de um satélite.

Tabela 5.2 – Processos de propriedades de massa em cada fase do ciclo de vida.

Fase do ciclo de vida	Processos de Propriedades de Massa	
	Atividade Principal	Atividade Secundária
Análise de Missão		
		<p>Declaração da missão (Objetivo)</p> <p>Definição da órbita</p> <p style="padding-left: 20px;">Definição dos parâmetros orbitais</p> <p style="padding-left: 20px;">Manobras</p> <p>Definição da vida operacional (duração da missão)</p> <p>Desempenho do sistema</p> <p style="padding-left: 20px;">Apontamento</p> <p style="padding-left: 20px;">Potência</p> <p>Caracterização da missão</p> <p style="padding-left: 20px;">Identificação de conceitos alternativos de missão</p> <p style="padding-left: 20px;">Identificação de arquitetura alternativa de missão</p> <p>Avaliação da missão</p> <p style="padding-left: 20px;">Definição dos conceitos da missão (baseline)</p> <p>Elaboração das características físicas do sistema (estimativa inicial)</p> <p style="padding-left: 20px;">Predição de massa</p> <p style="padding-left: 20px;">Dimensional (tamanho, volume)</p> <p>Definição do lançador</p> <p>Levantamento de projetos anteriores</p> <p style="padding-left: 20px;">Histórico de propriedades de massa</p> <p>Verificação de normas, handbooks e recomendações práticas</p>

Continua

Tabela 5.2 – Continuação.

Fase do ciclo de vida	Processos de Propriedades de Massa	
	Atividade Principal	Atividade Secundária
		<p>Levantamento de requisitos e restrições de projeto</p> <ul style="list-style-type: none"> Requisitos de missão Requisitos de desempenho (objetivo, órbita, potência, dimensional e apontamento) Requisitos do lançador Requisitos e restrições de propriedades de massa <ul style="list-style-type: none"> Requisitos das características físicas <ul style="list-style-type: none"> Elaboração do requisito dos pontos rígidos (definição de coordenadas) Elaboração do requisito para balanceamento Elaboração de requisitos de subsistemas Elaboração de requisitos de mecanismos e partes mecânicas Requisitos de verificação e validação <ul style="list-style-type: none"> Requisitos das facilidades Requisitos de projeto de equipamento de suporte em solo (GSEs) Requisitos das operações de produções Requisitos das operações de testes Requisitos de propriedades de massa de subcontratados e fornecedores <ul style="list-style-type: none"> Requisitos do documento de dados Requisitos do plano de controle de propriedades de massa Especificação de propriedades de massa Especificações de verificação e validação de propriedades de massa Requisitos de auditoria de propriedades de massa Especificação de relatório de propriedades de massa Avaliação dos requisitos e restrições de propriedades de massa Derivação e decomposição dos requisitos de propriedades de massa

Continua

Tabela 5.2 – Continuação.

Fase do ciclo de vida	Processos de Propriedades de Massa	
	Atividade Principal	Atividade Secundária
		<p>Alocação dos requisitos de propriedades de massa</p> <ul style="list-style-type: none"> Requisitos do sistema Requisitos de subsistema Requisitos de partes detalhadas (equipamentos, mecanismos, etc.) <p>Desenvolvimento de documentos e planos</p> <ul style="list-style-type: none"> Elaboração do plano de gerenciamento de risco Elaboração do documento de controle de referência (Baseline) Elaboração do plano de gerenciamento do sistema Elaboração do plano de controle de propriedades de massa Elaboração do plano de requisitos e especificações Elaboração do plano de tolerância de aumento de massa Elaboração do plano de redução de aumento de massa Elaboração do documento de mudanças de propriedades de massa <ul style="list-style-type: none"> Histórico de mudança de propriedades de massa Elaboração do plano de relatórios de propriedades de massa Elaboração do plano de verificação e validação de propriedades de massa <ul style="list-style-type: none"> Aplicação dos métodos e precisão de verificação Elaboração dos procedimentos de verificação Verificação e validação de sistema Verificação e validação de subsistema Verificação e validação de partes (mecanismos, equipamentos, etc.) Elaboração do plano de auditoria das propriedades de massa <ul style="list-style-type: none"> Auditorias internas Auditorias de subcontratadas e fornecedores

Continua

Tabela 5.2 – Continuação

Fase do ciclo de vida	Processos de Propriedades de Massa	
	Atividade Principal	Atividade Secundária
		<p>Elaboração do plano de ação corretivas e não conformidades</p> <p>Elaboração banco de dados de propriedades de massa</p> <p>Estimativa Inicial de propriedades de massa (conceitual)</p> <p>Budget de massa</p> <p>Projeto</p> <p>Abordagem preliminar e configuração global do projeto</p> <p>Dimensionamento do sistema (volume, área, etc.)</p> <p>Determinação da viabilidade de propriedades de massa</p> <p>Determinação preliminar de propriedades de massa</p> <p>Especificação do subsistema e partes (equipamentos, mecanismos, etc.)</p> <p>Desenvolvimento da configuração inicial do sistema</p> <p>Decomposição funcional do sistema</p> <p>Arquitetura Mecânica</p> <p>Definição do sistema de coordenadas</p> <p>Alocação de massa</p> <p>Estimativa e atualização preliminar de propriedades de massa</p> <p>Projeto preliminar</p> <p>Definição e refinamento dos hardwares do sistema exigido</p> <p>Atualização das estimativas de propriedades de massa</p> <p>Análise de avaliação crítica de propriedades de massa</p> <p>Elaboração de desenhos e modelagens detalhado do sistema</p> <p>Iniciação do modelo de massa</p> <p>Definição dos parâmetros físicos</p> <p>Atualização do banco de dados</p>

Continua

Tabela 5.2 – Continuação.

Fase do ciclo de vida	Processos de Propriedades de Massa	
	Atividade Principal	Atividade Secundária
		<p>Identificação dos riscos de propriedades de massa</p> <p>Avaliação de risco de propriedades de massa</p> <p>Avaliação dos impactos</p> <p>Priorização dos riscos de propriedades de massa</p> <p>Desenvolvimento de estratégias de mitigação</p> <p>Status de propriedades de massa</p> <p>Monitoramento e registro de mudanças de projeto</p> <p>Determinação do cálculo de propriedades de massa do sistema</p> <ul style="list-style-type: none"> Sistema Subsistemas Partes (equipamentos, componentes, mecanismo, etc.) <p>Elaboração de relatório de propriedades de massa</p> <p>Revisão e atualização das propriedades de massa</p> <p>Concessão de redução de massa</p> <p>Especificação equipamento de suporte em solo(GSE)</p> <ul style="list-style-type: none"> Proteção de equipamento Equipamentos de testes especiais Configurações especiais para análises avançadas Configurações especiais para manufatura Configurações especiais para montagem Configurações especiais para acondicionamento e transporte

Continua

Tabela 5.2 – Continuação.

Fase do ciclo de vida	Processos de Propriedades de Massa	
	Atividade Principal	Atividade Secundária
Produção		
		<ul style="list-style-type: none"> Qualificação de material Verificação de inovação tecnológica Capacidade de manufatura Modelo estrutural <ul style="list-style-type: none"> Estrutura Dummies dos subsistemas Partes mecânicas Mecanismos Equipamento de suporte em solo (GSE) Medições de propriedades de massa (Modelo Estrutural) <ul style="list-style-type: none"> Medições de propriedades de massa detalhada de parte Medições de propriedades de massa de subsistema Medições de propriedades de massa de sistema Elaboração de relatório de propriedades de massa Retificação de valores medidos x valores calculados Atualização do banco de dados Monitoramento das propriedades de massa Modelo de qualificação e voo Medições de propriedades de massa (QM e FM) <ul style="list-style-type: none"> Medições de propriedades de massa detalhada de parte Medições de propriedades de massa de subsistema Medições de propriedades de massa de sistema Elaboração de relatório de propriedades de massa

Continua

Tabela 5.2 – Continuação.

Fase do ciclo de vida	Processos de Propriedades de Massa	
	Atividade Principal	Atividade Secundária
		<p>Retificação de valores medidos x valores calculados</p> <p>Integração dos valores medidos no modelo de massa</p> <p>Montagem, Integração e Testes</p> <p>Recebimento e Inspeção</p> <p>Subsistemas</p> <p>Mecanismos</p> <p>Partes Mecânica</p> <p>Outras partes</p> <p>Montagem mecânica</p> <p>Alinhamento</p> <p>Medidas de Propriedades de massa (configuração Final)</p> <p>Relatório de propriedades de massa de sistema</p> <p>Sumário de valores de propriedades de massa</p> <p>Nível de certeza em valores</p> <p>Acoplamento de Painel solar</p> <p>Ensaio Ambientais</p> <p>Massa de balanceamento</p> <p>Fornecimento de suporte operacional de propriedades de massa</p> <p>Registro, determinação e relatório resumido de propriedades de massa</p> <p>Lançamento</p> <p>Montagem, integração no lançador</p> <p>Colocação em órbita</p> <p>Realização de manobras</p> <p>Abertura do painel solar e outros mecanismos</p>

Continua

Tabela 5.2 – Conclusão.

Fase do ciclo de vida	Processos de Propriedades de Massa	
	Atividade Principal	Atividade Secundária
Apontamento final		
Operação		
Fornecimento de suporte operacional de propriedades de massa		
Registro, determinação das propriedades de massa		
Monitoramento e registro de mudanças de propriedades de massa		
Atualizações do log de propriedades de massa		
Liberação de partes/sistemas para operações de solo e de vôo		
Preparação de relatório de Propriedades de Massa da Missão		
Fornecimento atual e/ou de suporte de Propriedades de Massa de vôo		
Fornecimento de propriedades de massa atualizado		
Reverificação periódica das propriedades de massa		
Descarte		
Fornecimento de suporte de finalização do programa/partes		
Fornecimento especial de configuração de propriedades de massa para descarte		
Preparação de finalização resumida de propriedades de massa		
Preparação e fornecimento dos registros finais das propriedades de massa do sistema		

Fonte: Adaptada de Belt (2003).

No modelo proposto por Belt (2003), os produtos e processos são listados na ordem clássica de tarefas versus marcos do programa ou eventos. No entanto, o autor não deixa claro quando e como deve ocorrer cada processo. A proposta do modelo apresentada acima visa identificar os processos e/ou atividades de propriedades de massa em cada fase do ciclo de vida do satélite, separadas por atividades principais e secundárias. Embora cada etapa seja demonstrada na sequência, os processos não seguem uma ordem, são iterativos e podem requerer retornos e ajustes.

Uma verificação em cada processo de propriedades de massa pode facilitar o levantamento de informações fundamentais de modo a gerar requisitos para as etapas iniciais de desenvolvimento ou simplesmente informações necessárias para o andamento de uma atividade posterior. A antecipação dessas informações, ainda na fase

de projeto, é uma oportunidade para buscar melhores meios e/ou alternativas para que especificações e procedimentos possam ser elaborados de forma eficaz. Esse modelo também pode ser utilizado como um controle e gerenciamento dos processos de propriedades de massa.

Existem muitos métodos para antecipação de informações e análise de requisitos. Se aplicarmos, por exemplo, o método proposto por Loureiro (2010) descrito no Capítulo 4, o roteiro para verificação dos processos de propriedades de massa poderia progredir por meio dos seguintes passos, sendo; (1) de posse do modelo de processos de ciclo de vida do satélite, identificar as circunstâncias e cenários pelos quais o satélite passa naquela etapa do processo de ciclo de vida; (2) desenhar um diagrama de contexto do satélite naquela etapa do processo do ciclo de vida; (3) analisar cada fluxo do diagrama de contexto e; (4) aplicar o método da lista de eventos para antecipar informações de modo a gerar requisitos relacionados às propriedades de massa. A Figura 5.4 apresenta um exemplo de fluxograma para obter requisitos de propriedades de massa. Ao avaliar a visão geral do método proposto por Loureiro (2010), a proposta dos processos de propriedades de massa seria aplicado somente do lado do produto conforme mostra a Figura 5.5.

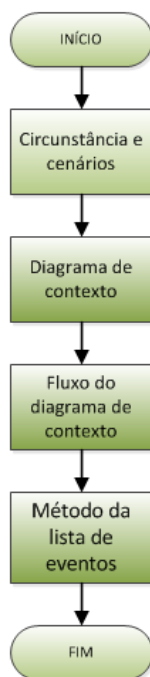


Figura 5.4 – Fluxograma do roteiro para verificação dos processos de propriedades de massa.

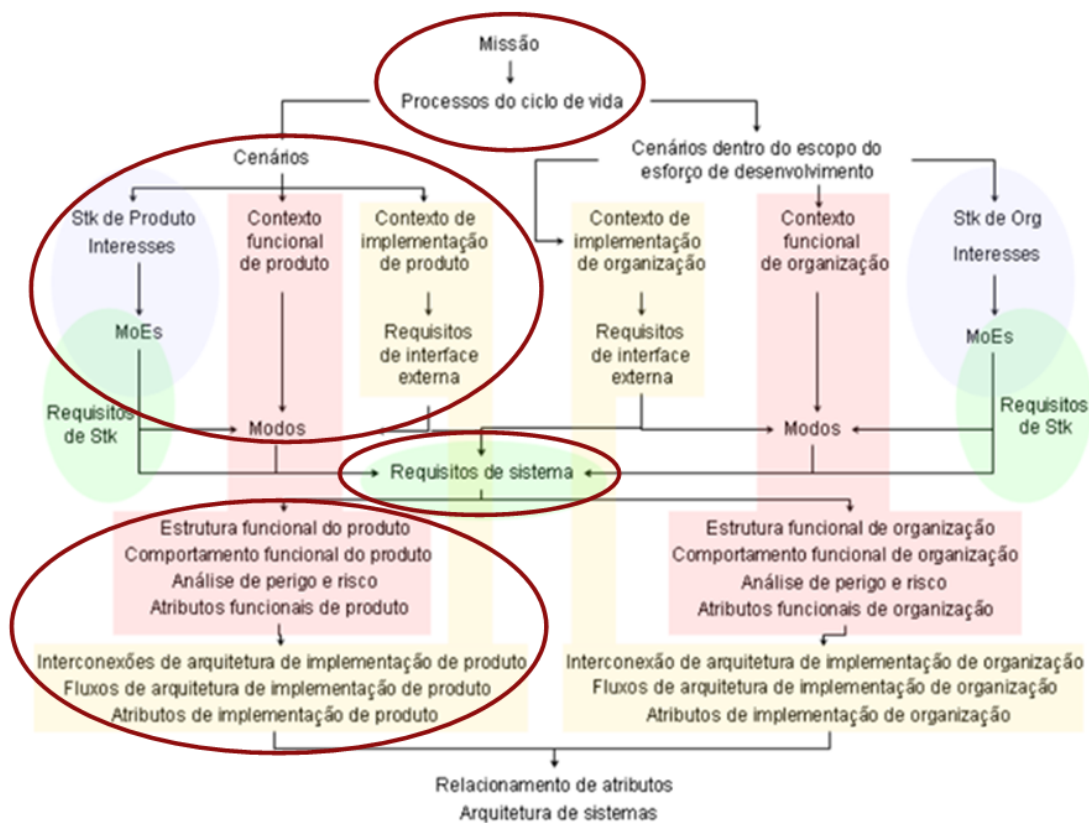


Figura 5.5 – Indicação relacionada a produtos do método de engenharia simultânea de sistema.

Fonte: Adaptada de Loureiro (2010)

Outra maneira de levantar as informações para gerar requisitos é realizar sobre o desenvolvimento de um satélite os eventos descritos na Tabela 5.2. Desse modo, pode ser verificado o que é necessário e como pode ser realizada cada atividade. Não necessariamente essas atividades podem estar ligadas diretamente com as propriedades de massa do satélite, mas a outros produtos ou processos. Por exemplo, na fase de AIT são realizadas as atividades de alinhamento do posicionamento de alguns equipamentos, tais como os propulsores. A precisão do alinhamento dos propulsores dentro da tolerância especificada irá refletir no controle de órbita e atitude. As propriedades de massa do satélite afetam diretamente o controle de órbita e atitude. Verificar como será realizada essa atividade, meios utilizados, capacitação de pessoal, dentre outros são informações que podem gerar requisitos, não diretamente as propriedades de massa, mas requisitos que poderão influenciar no desempenho do subsistema que são afetados

pelas propriedades de massa do satélite. As informações obtidas podem ser também, entrada para alimentação de outras atividades.

6 EXEMPLO DA APLICAÇÃO DO MÉTODO PROPOSTO

Esse capítulo apresenta um exemplo de aplicação da proposta dos processos de propriedades de massa. Os processos foram aplicados ao caso de um módulo de serviço ou plataforma baseado no conceito multimissão do programa espacial brasileiro, que está em desenvolvimento pelo Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

6.1. Visão Geral

A plataforma multimissão (PMM), conforme descrito no site da Agência Espacial Brasileira (AEB, s/d), é um conceito moderno em termos de arquitetura de satélites e que consiste em reunir em uma plataforma todos os equipamentos que desempenham funções necessárias à sobrevivência de um satélite independente do tipo de órbita ou de apontamento. Nesse tipo de arquitetura conforme a Figura 6.1 existe uma separação física entre a plataforma e o módulo de carga-útil. Com esse tipo de configuração, as atividades de montagem, integração e testes podem ser realizadas separadamente antes da configuração final (CUCO, 2011).

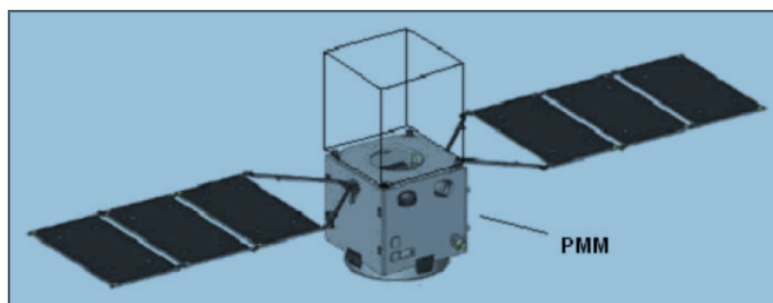


Figura 6.1 – Representação da PMM em configuração de voo.

Fonte: Cuco (2011)

A ideia de separar os componentes dos satélites em uma plataforma que provê serviços básicos e atende vários tipos de missão foi baseado no projeto francês PROTEUS criado pela Comissão Nacional de Estudos Espaciais (CNES). Esse já foi testado por meio de várias missões espaciais bem sucedidas, com o lançamento dos satélites Jason-1 (2001), seu sucessor Jason-2 (2008), ambos projetados para se medir a topografia oceânica, o satélite Calipso (2006) de meteorologia, o mais conhecido de todos, Corot (caçador de exoplanetas), entre outros (ANDRADE; MARCIANO, 2013).

Os principais subsistemas que consistem na plataforma multimissão são (AEB, s/d):

- Estrutura Mecânica
- Suprimento de Energia
- Controle de Atitude e Tratamento de Dados
- Gestão de Bordo
- Controle Térmico
- Telemetria, Telecomando e Rastreoio
- Propulsão

6.2. Proposta dos processos de propriedades de massa

Apresentado no Capítulo 5, a proposta dos processos de propriedades de massa descritos na Tabela 5.2 devem ser elaborados, ou seja, deve-se pensar na PMM em cada processo e/ou atividade de modo realizar a sua verificação. Serão demonstrados exemplos de como esses processos e atividades descritos na proposta podem ser desenvolvidos ou elaborados. Para facilitar a apresentação os processos serão divididos pelas próprias fases do ciclo de vida de acordo com a própria tabela. Entretanto, algumas atividades descritas na tabela não serão explanadas em detalhes por ser consideradas extensas para sua demonstração, como no caso dos conceitos e caracterização alternativos da missão e na elaboração de documentos.

É importante ressaltar que algumas métricas (custo e cronograma) podem afetar os processos de propriedades de massa de acordo com cada programa espacial, no entanto não faz parte do escopo desta dissertação o desenvolvimento delas e de modo simplificar o entendimento dos processos, essas métricas não serão abordadas. Porém, a identificação de oportunidades de melhorias poderá influenciar diretamente nelas.

Para as atividades elaboradas, será apresentado um exemplo e as informações que podem ser antecipadas. Algumas atividades podem apresentar limitações devido à dependência do conhecimento e capacitação do profissional ou grupo da atividade específica e informações disponibilizadas por eles.

6.2.1. Processos da fase de análise de missão

Para a definição de alguns parâmetros e/ou levantamento de informações, requisitos e restrições, por se tratar do desenvolvimento da PMM, o que se refere apenas ao módulo de serviço, alguns dos parâmetros tais como a sua altitude, inclinação dentre outros serão expostas de forma a atender todas as suas possíveis missões.

Segundo Wertz e Larson (1999), para realizar a análise de missão, a preocupação está em como ou quão bem os requisitos podem ser atendidos. Nesse processo os requisitos são definidos e refinados relacionados ao objetivo principal ou da missão. Portanto o início de um projeto ou missão espacial deverá começar pela declaração da missão e na sequência seguir as etapas do seu desenvolvimento.

6.2.1.1. Declaração da missão

A PMM tem por objetivo suportar uma variedade de instrumentos de carga útil com a finalidade de apoiar as atividades de observação terrestre, ciências e comunicação, utilizando a mesma plataforma com estabilização por três eixos (INPE, 2001a).

6.2.1.2. Levantamento de projetos anteriores

Tradicionalmente, segundo o AIAA (1999), um novo sistema é criado com base na experiência da equipe de projetistas e em projetos implementados anteriormente para missões semelhantes. Portanto para uma melhor visão dos parâmetros e a facilidade para o levantamento de requisitos para a PMM, deve-se buscar uma avaliação de histórico e projetos anteriores, sabendo que quanto mais informações e histórico forem levantados, melhor poderá ser avaliado e definido os requisitos e suas restrições.

De acordo com Andrade e Marciano (2013), a PMM foi baseada no mesmo conceito do projeto francês PROTEUS (*Plateforme Reconfigurable pour l'Observation, les Télécommunications Et les Usages Scientifiques* - CNES) que ao longo dos anos tem demonstrado a sua capacidade para hospedar uma grande variedade de cargas úteis. Além desses projetos, outros também podem ser tomados como referência que são baseados no mesmo conceito, tais como a plataforma Miryade (CNES) e a plataforma

PRIMA (*Piattaforma Riconfigurabile Italiana Multi-Applicativa* - ASI/Alenia). Bogossian (2012) apresenta as principais características técnicas referentes a cada plataforma conforme apresenta a Tabela 6.1.

Tabela 6.1 – Características técnicas de plataforma com conceito multimissão.

Características Técnicas			
Plataforma	PROTEUS	Myriade	PRIMA
Altitude (órbita baixa - LEO)	500 à 1500 Km	400 à 1200 Km	500 à 1500 Km
Inclinação	20° - 145°	sem restrição	sem restrição
Órbita SSO	sim	sem restrição	sem restrição
Apontamento	Nadir, solar e inercial	Nadir, solar e inercial	Nadir, solar e inercial
Precisão de apontamento	0,02° por eixo	-	-
Duração da Missão	Aprox. 3 anos	2 anos	5 anos
Alocação de Massa	Plataforma: 500 kg Carga Útil: 300 kg	Plataforma: 70 kg Carga Útil: 40 kg	Plataforma: até 400 kg Carga Útil: 600 kg
Potência	300 W	70 W	Algumas centenas
Painel Solar	2 asas com SADA	1 asas com SADA	1 ou 2 asas com ou sem SADA
Manobras	4 propulsores de 1N com desempenho de 120 m/s para S/C de 500 kg	-	-
Geometria	Plataforma prox. cubo e satélite paralelepípedo	Plataforma prox. cubo e satélite paralelepípedo	Plataforma prox. cubo e satélite paralelepípedo
Compatibilidade de Lançadores	Ariane 5, Athena 2, Comos 2, Delta 2, LM-2D, PSLV, Rockot, Soyus e Taurus	-	Veja, Rockot, PSLV, Cosmos, Taurus, Athena 2 e Delta 3

Fonte: Bogossian (2012)

A partir dos dados apresentados podem-se estabelecer os parâmetros iniciais e o ponto de partida para o desenvolvimento da PMM.

6.2.1.3. Requisitos e restrições de projetos

Para a definição dos principais requisitos e restrições de projeto, além do levantamento de histórico e projetos anteriores, devem ser considerados as informações, restrições e

parâmetros das possíveis missões no qual a PMM poderá atender (KAKIZAKI, 2011). Souza (2009) apresenta as principais missões que podem utilizar a PMM tais como missão de imageamento da região da Amazônia (satélite da serie Amazonia), missão de imageamento por radar (MAPSAR - *Multi-Application Purpose Synthetic Aperture Radar*), missões científicas (Lattes) e missão meteorológica (GPM - *Global Precipitation Measurement*).

Ao realizar uma análise das informações, parâmetros, requisitos e restrições impostos das possíveis missões, os requisitos e restrições da PMM podem ser definidos. Para a demonstração a Tabela 6.2 apresenta alguns dos principais requisitos relacionados a propriedades de massa da PMM (INPE, 2001a). Porém, esses requisitos ainda não ilustram uma aplicação de engenharia simultânea (ES) por estarmos na fase de desenvolvimento. Para facilitar a visualização, esses requisitos são alocados em requisitos de sistema, subsistema e partes mecânicas. É importante ressaltar, conforme descrito por Wertz e Larson (1999), que alguns requisitos e restrições são básicas ou iniciais sendo refinados conforme o andamento do projeto e a verificação da fase em que eles ocorrem.

Tabela 6.2 – Principais requisitos de propriedades de massa da PMM derivados e alocados.

Requisitos da PMM		
Parâmetro	Requisitos	Alocação
Missão	<ul style="list-style-type: none"> * Modularidade; * Requisitos e característica da carga útil; * Altitude (órbita baixa - LEO) - 600 à 1200 km; * Órbita SSO (6-8h / 10 -14h / 16 -18h); * Apontamento - nadir, solar e inercial; * Duração da missão - 3 anos; * Geometria e dimensional - prox. cubo e satélite paralelepípedo (1 m³); 	Sistema
	<ul style="list-style-type: none"> * Inclinação - até 15°; * Precisão de apontamento - 0,05°; * Potência - 250 W; 	Subsistema
	<ul style="list-style-type: none"> * Painel solar - 2 asas com SADA; 	Partes mecânicas
Lançador	<ul style="list-style-type: none"> * Compatibilidade com lançadores de pequeno e médio porte (DNEPR,PSLV, Rockot, Taurus e Veja); * Requisitos do envelope (dimensional); * Requisitos de massa e CG; 	Sistema
Propriedades de Massa	<ul style="list-style-type: none"> * Alocação de massa - 250 kg; * CG - $\leq 0,01$ m do eixo longitudinal (configuração de lançamento) * Carga útil - massa = 280 kg / CG $\leq 0,01$m do eixo de simetria longitudinal e 0,45m de altura da interface da plataforma; * Especificação de projeto e fabricação; 	Sistema
	<ul style="list-style-type: none"> * ICD (Interface control document) * Massa do equipamento com tolerância de 1% para massa > 1 kg e 10 g para massa < 1 kg do valor nominal e precisão de medição de ± 0.002 kg ou 0.15%; * CG dos equipamentos ≤ 2 mm (valor nominal) e precisão de medida de 0,5 mm; * MOI de equipamentos ≤ 10 % do valor nominal e precisão de medida de 3%; * Massa do propelente - 45 kg * Especificação de projeto e fabricação ; * Especificação de subsistemas e partes mecânicas (equipamentos; mecanismos) 	Subsistema e partes mecânicas
Requisitos de verificação e validação	<ul style="list-style-type: none"> * Medidas de propriedades de massa (massa, posição de CG e inércias); * Especificações das facilidades (equipamento de medidas, ponte rolante, etc.) * GSE para atender as atividades de manuseio, transporte e armazenamento nos processos de manufatura, montagem, integração, testes, etc... * Especificação de projeto e fabricação; * Especificação de subsistemas e partes mecânicas (equipamentos; mecanismos) 	Sistema, subsistemas e partes mecânicas

Fonte: Adaptada de INPE (2001a)

6.2.1.4. Desenvolvimento de documentos e planos

A documentação, segundo Wertz e Larson (1999), é também um aspecto crítico do processo de requisitos e são necessários para sustentar as referências iniciais, tão bem quanto fornecer o andamento do sistema de modo atender os objetivos da missão.

De acordo com recomendação prática da SAWE (2004), um plano principal para o gerenciamento e controle das propriedades de massa deverá ser desenvolvido. O plano deve conter elementos para atender os objetivos e requisitos contratuais que documenta os métodos e abordagens que serão utilizados para o controle e gerenciamento das propriedades de massa. Outra recomendação prática da SAWE (2012) apresenta as principais características e objetivos que o plano principal de controle e gerenciamento de propriedades de massa deve conter.

Segundo as organizações AIAA e ANSI (1999) uma documentação básica consiste em na definição do processo de gerenciamento e métodos para o controle das propriedades de massa. O objetivo é fornecer um processo organizado que possa ser efetivamente implementado desde o início da fase de desenvolvimento do produto e carregado ao longo do seu ciclo de vida, direcionando o alcance total do programa assegurando que as propriedades de massa do produto sejam propriamente definidas, controladas e verificadas.

Para demonstração, no apêndice A, é apresentado um *template* exemplificado o modo de como poderia ser elaborado um plano de verificação de propriedades de massa e as informações que, no mínimo, devem estar contidos nesse plano.

6.2.1.5. Estimativa Inicial de Propriedades de Massa (Conceitual)

Para uma estimativa inicial, os valores de propriedades de massa, especificamente os valores da massa, podem ser baseados em projetos anteriores, identificado os principais componentes sejam eles partes mecânicas, subsistemas e/ou equipamentos. Características e requisitos pré-definidos para subsistema e partes mecânicas (equipamento, mecanismos, etc.) devem também ser utilizados para a elaboração de um *budget* de massa. Um exemplo de proposta inicial de estimativa de massa para cada subsistema conforme demonstra a Tabela 6.3 pode ser elaborado.

Tabela 6.3 – Budget de massa dos subsistemas.

SUBSISTEMAS	PROTEUS		PMM	
	Massa (kg)	%	Massa (kg)	%
AIT	5,0	2,1%	10,0	4,0%
PROPULSÃO	6,8	2,9%	12,0	4,8%
TELECOMUNICAÇÃO	10,0	4,3%	10,0	4,0%
COMPUTADOR DE BORDO	27,0	11,5%	27,0	10,9%
CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE	33,3	14,2%	45,0	18,1%
POTÊNCIA	87,6	37,5%	82,0	33,1%
CONTROLE TÉRMICO	10,8	4,6%	12,0	4,8%
ESTRUTURA	53,4	22,8%	50,0	20,2%
TOTAL	233,9	100,0%	248,0	100,0%

Fonte: Adaptada de INPE (2001b)

O documento da ISO 22010 (2007) apresenta uma compilação de dados históricos relacionados à porcentagem do aumento de massa ao longo do desenvolvimento de um sistema espacial conforme apresentado no Capítulo 4. Essas informações podem auxiliar na estimativa inicial, bem como no decorrer do desenvolvimento do satélite.

Para uma estimativa refinada, cada subsistema deve ser decomposto e especificações de projetos semelhantes podem ser utilizadas. A Tabela 6.4 apresenta um exemplo de *budget* de massa para o subsistema de controle de órbita e atitude.

Tabela 6.4 – Budget de massa do subsistema ACDH (*Attitude Control Data Handling*)

Budget de massa para o subsistema ACDH (<i>Attitude Control and Data Handling</i>)				
Equipamento / Unidade	Massa (Kg)	QTD.	Massa Total (Kg)	Incerteza (30%)
GIRO	4,50	2	9,00	2,70
MAGNÔMETRO	0,60	2	1,20	0,36
SENSOR SOLAR	0,10	8	0,80	0,24
SENSOR DE ESTRELA	4,00	2	8,00	2,40
RODA DE REAÇÃO	8,00	4	32,00	9,60
MAGNETOTORQUE	0,70	3	2,10	0,63
GPS	3,50	1	3,50	1,05
ANTENA	0,30	2	0,60	0,18
TOTAL			57,20	17,16

Fonte: INPE (2001b)

Ao analisar a tabela, pode-se verificar que houve um aumento na estimativa da massa relacionada ao *budget* de massa inicial para esse subsistema. Por se tratar de estimativas, isso pode ocorrer devido às incertezas e o desconhecimento das características de cada equipamento, além de inserir uma provisão de margem de massa. Conforme o andamento do projeto e o conhecimento das características e definições dos parâmetros ao nível de detalhamento maior, tanto as incertezas como as margens de massas diminuem.

6.2.2. Processos elaborados na fase de projeto

A fase de projeto é a etapa onde se encontra o maior esforço do escopo do desenvolvimento. Quanto melhor forem definidas e detalhadas as especificações, requisitos e restrições de cada componente ou unidade da PMM, melhor será o desempenho do desenvolvimento do seu projeto.

Requisitos ou informações importantes de cada fase podem ser incorporados para uma caracterização e melhor desenvolvimento do planejamento das atividades dos processos subsequentes verificando facilitar a execução dessas atividades.

6.2.2.1. Abordagem preliminar e configuração global do projeto

Com os requisitos e restrições iniciais, análise de missão e do *budget* de massa pode ser ter um dimensionamento global do sistema e das suas componentes (equipamentos e partes mecânicas), sendo possível determinar a viabilidade das propriedades de massa. As especificações detalhadas para cada um dos subsistemas, partes mecânicas e mecanismos podem ser elaboradas, verificado a partir disso quais equipamentos ou partes estão disponíveis no mercado e quais precisam ser desenvolvidos/fabricados.

A partir das informações retiradas do *budget* de massa e de dados das partes disponíveis no mercado podemos determinar as propriedades de massa preliminar do sistema. Os principais equipamentos e componentes com as suas características e o valor global do MOI, baseado nas informações da Tabela 4.10 apresentada no Capítulo 4, são

apresentados na Tabela 6.5. Para uma boa estimativa, o valor da massa da carga útil (especificado) também deve ser considerado.

Tabela 6.5 – Equipamentos e componentes da PMM e valor de MOI global estimado.

Equipamento / Unidade	QTD.	Massa preliminar (Kg)
SADA	2	7,25
PCDU	1	18,80
Magnetotorque	3	3,00
Giro	2	9,40
Magnetômetro	2	1,00
Transponder+diplexer	2	7,15
Antena (TMTc)	2	1,00
Sensor solar	8	0,12
Sensor de estrela	2	6,20
GPS	1	1,20
Antena (GPS)	2	0,30
Computador embarcado	1	24,00
Roda de reação	4	19,50
Bateria	4	16,00
Tanque	1	6,00
Painel solar	2	25,50
Painéis e partes mecânicas	-	63,00
Cablagem e outras partes	-	32,20
Outros (MLI, heaters, etc.)	-	10,00
Propelente	-	45,00
Carga útil	-	280,00
Massa Total (Kg)		576,62
MOI Global (Kg.m²)		399,47

Fonte: INPE (2001d)

Com informações mais precisas das componentes, as estimativas são refinadas. Ao observar os valores de massa dos equipamentos do subsistema de controle órbita e atitude, pode-se verificar que o valor total para o subsistema diminuiu, com isso as incertezas também ficaram menores.

6.2.2.2. Desenvolvimento da configuração inicial e modelagem do sistema

Os valores preliminares de propriedades de massa devem ser entregues para os diversos grupos segundo Mathews (1998), como o grupo de controle & determinação de atitude, grupo mecânico, grupo de propulsão, grupo de dinâmica estrutural, grupo de GSEs e AIT, grupo do veículo lançador e grupo gerencial que necessitam dos valores iniciais para realização de diversas análises, elaboração de procedimentos e especificações. Para exemplificar a Tabela 6.6 apresenta os grupos e algumas atividades que eles podem realizar, devendo ser essas atividades iterativas entre os vários grupos.

Tabela 6.6 – Dados de propriedades de massa utilizados pelos diversos grupos.

Grupos	Utilização
Controle e determinação de atitude	* Modelos de simulação de controle de atitude usando m como parâmetro de para projeto e análise de algoritmo e leis de controle; * Dimensionamento das rodas de reação;
Mecânico	* Massa e CG dos equipamentos usados para análise de instalação e posição de instalação; * Análise de distribuição de carregamento na estrutura;
Propulsão	* Utilização do CG para posicionamento dos propulsores; * Massa para determinação do carregamento do propelente;
Dinâmico estrutural	* Determinação das respostas dinâmicas do veículo; * Elementos finitos do sistema e subsistema;
Veículo lançador	* Análise de trajetória;
Modelagem do custo do ciclo de vida	* Massa dos subsistemas e das unidades utilizados na modelagem do custo;
GSE e AIT	* Projeto de dispositivo de içamento, container, etc. * Dispositivo mecânico para interface com os diversos equipamentos/instrumentos de ensaios e medidas;

Fonte: Mathews (1998)

Cada grupo específico pode gerar seus requisitos e restrições de propriedades de massa e trazer informações importantes para a continuação do desenvolvimento do projeto.

Para uma configuração inicial, é importante que a PMM, primeiramente, seja decomposta funcionalmente e um diagrama de bloco pode ser elaborado. A NASA (2007) apud Silva Jr (2011) apresenta a descrição de um diagrama de bloco típico para os subsistemas de um satélite. A Figura 6.2 apresenta o diagrama de bloco da PMM e servirá de auxílio na concepção da sua arquitetura mecânica.

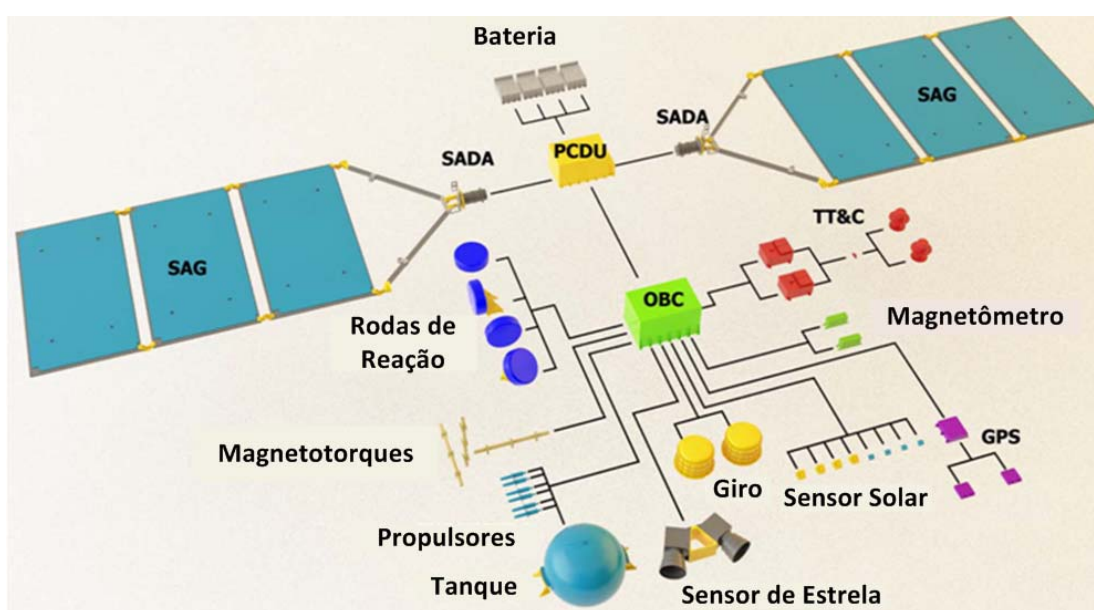


Figura 6.2 – Diagrama de bloco da PMM.

Fonte: Traduzido de ETE (S/d) apud Souza (2008)

Os pontos rígidos e o triedro de referência devem ser definidos. Na PMM de acordo com requisitos (INPE, 2001a), o triedro de referência é definido no centro do anel de interface do satélite com o veículo lançador conforme mostra a Figura 6.3 (INPE, 2001d).

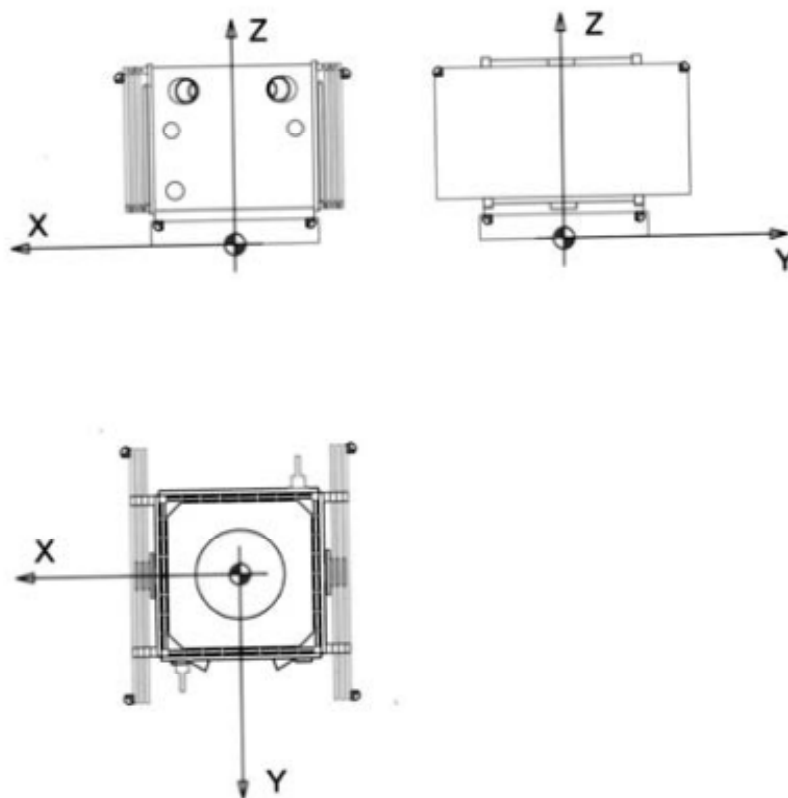


Figura 6.3 – Triedro de referência da PMM.

Fonte: INPE (2001d)

A modelagem das componentes da plataforma deve ser iniciada. É importante esclarecer que esses devem ser modelados a partir de uma referência, seja ela do satélite ou da própria componente previamente especificada. Com as informações adquiridas até o momento e baseado nas especificações e requisitos para cada subsistema/partes mecânicas tais como resistência estrutural, dissipação térmica, interferências e compatibilidade eletromagnéticas, montagem mecânica, entre outros, devem ser utilizados para o início da arquitetura mecânica, visando atender a todos os requisitos mencionados com também os requisitos de propriedades de massa. A Figura 6.4 apresenta um exemplo da configuração inicial da arquitetura mecânica. Segundo Cuco (2011), essa atividade pode utilizar técnicas tradicionais baseados em experiência de equipes de projetistas seguindo algumas regras como, por exemplo, posicionar equipamentos de um mesmo subsistema próximos uns aos outros respeitando as limitações dimensionais.

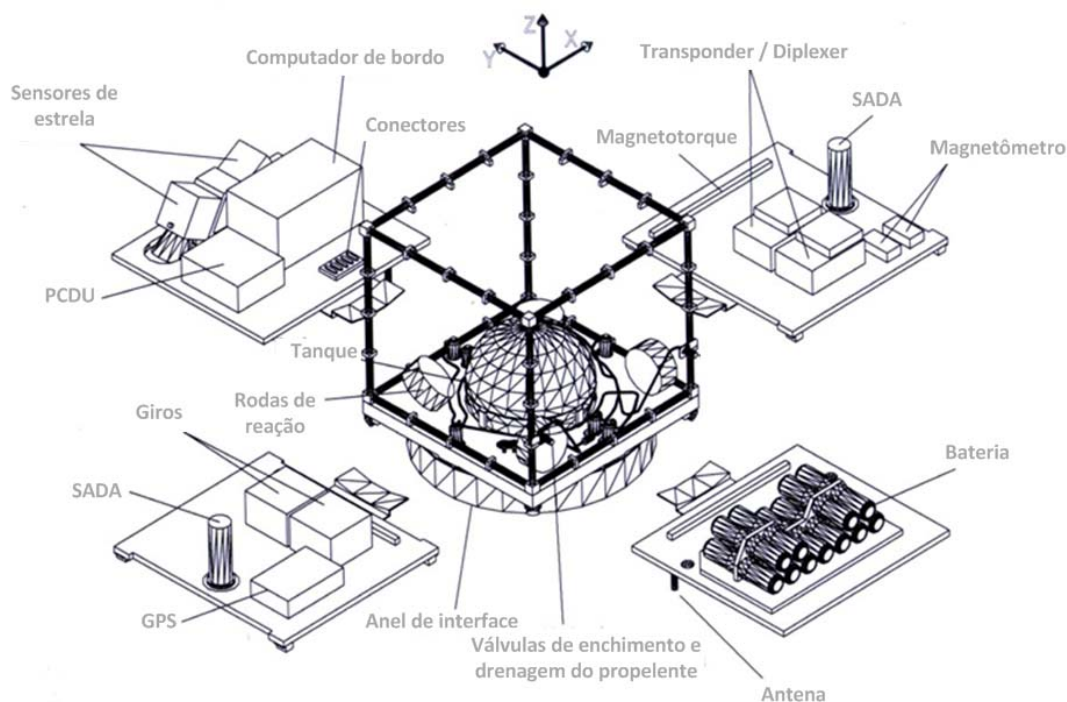


Figura 6.4 – Diagrama de bloco da PMM.

Fonte: Adaptada de INPE (2001e)

Seguindo no desenvolvimento, as estimativas de propriedades de massa podem ser atualizadas. A cada informação nova existente, os dados e valores devem ser atualizados no banco de dados e documentados, para que haja um histórico de mudanças.

6.2.2.3. Identificação dos riscos de propriedades de massa

A PMM foi concebida para ser uma plataforma de serviços multimissão de alta confiabilidade, onde o objetivo principal é garantir que os seus subsistemas e equipamentos atendam os objetivos de uma missão definida (INPE, 2001f). Para garantir o sucesso da missão devem ser levantados todos os riscos que possam impedir os objetivos de serem atendidos, principalmente relacionados a propriedades de massa.

Os riscos de propriedades de massa, conforme já descrito, é a probabilidade das propriedades de massa exceder ou não atender às expectativas ou requisitos de projeto (SAWE, 2005) e também os processos que por elas sejam afetados.

A recomendação prática da SAWE (2005) descreve cinco processos que envolvem riscos, quais sejam, planejamento, identificação, avaliação, análises e mitigação.

Para facilitar a visualização dos riscos, uma tabela pode ser elaborada com os processos e/ou cenários em que as propriedades de massa têm a probabilidade de não atender aos requisitos. A Tabela 6.6 apresenta alguns exemplos de riscos de propriedades de massa, juntamente com a sua avaliação. Outro meio de avaliar os riscos de propriedades de massa é utilizando a ferramenta FMEA (*Failure Mode and Effect Analysis*).

Tabela 6.7 – Riscos de propriedades de massa

Item	Cenário	Circunstância	Falha	Gravidade	Probabilidade	Risco
PMM	Projeto	Arquitetura mecânica com dados de massa e de projeto não atualizada	Deslocamento do CG	2	3	6
Painel do tanque	Produção	Capacidade de manufatura	Aumento de massa	2	3	6
PMM	Medidas de propriedades de massa	Calibração do equipamento	Valores errados de CG e MOI obtido	1	4	4
Subsistema Propulsão	Operação do satélite	O valor de massa e CG não atualizado	Posicionamento errado ou rotação do satélite	4	2	8

Fonte: Adaptada de Silva et al. (2011)

Para uma avaliação detalhada dos riscos de propriedades de massa, todos os cenários possíveis para a PMM devem ser levantados e avaliados. Os riscos podem ser priorizados e deve ser desenvolvida uma estratégia para sua mitigação.

6.2.2.4. Determinação do cálculo de propriedades de massa

Com a modelagem das componentes da plataforma em uma ferramenta CAD 3D, os cálculos de propriedades de massa podem ser realizados para cada componente, subsistema e para o sistema, no modo de configuração de voo ou no modo de operação. Para a realização dos cálculos utilizando esse tipo de software, todos os documentos, requisitos, restrições e especificações devem ser levadas em conta. Os cálculos também podem ser feitos utilizando os meios de cálculos apresentado na seção 2.5.2 do Capítulo 2 desta dissertação. Isso é uma maneira de confirmar e validar os valores dos cálculos realizados pelo software. A Figura 6.4 apresenta uma modelagem da PMM em configuração de voo junto com uma representação do módulo de carga útil.

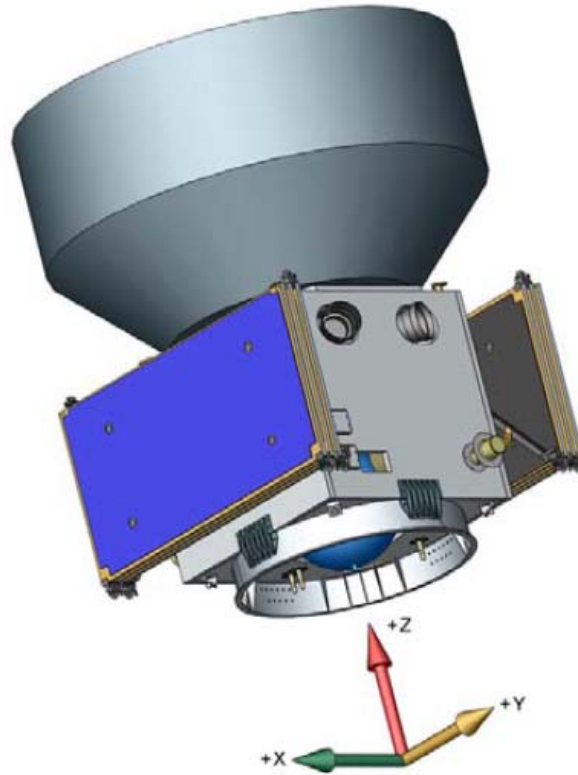


Figura 6.4 – Modelagem da PMM em configuração de voo.

Fonte: INPE (2003)

6.2.2.5. Especificação de equipamento de suporte em solo (GSE)

Alguns processos ao longo do ciclo de vida do satélite, principalmente nas fases de produção e AIT, equipamento de suporte em solo ou de apoio a essas atividades devem ser desenvolvidos. Carro de movimentação e/ou carro de integração, dispositivos de içamento tanto vertical quanto horizontal, containeres, dentre tantos outros são exemplo de meios necessários para realizar todas as operações mecânicas no satélite e com o satélite. Classificados como equipamentos de suporte mecânico (MGSE), a Tabela 6.8 apresenta alguns desses equipamentos utilizados, por exemplo, na fase de AIT.

Tabela 6.8 – GSEs utilizados na fase de AIT

Fase de AIT	
MGSE	Atividade
Dispositivo de içamento (PMM /SAG)	Movimentação, auxílio nas atividades de montagem no carro de integração e SAG Stack Trolley, etc.
Deployment Rig	Teste de aberturas dos painéis solares, auxílio na atividade de integração dos painéis no satélite.
SAG Stack Trolley	Carro de movimentação e armazenamento dos painéis solares.
Dispositivo de Integração do tanque propulsor	Auxílio nas atividades de integração do subsistema propulsão e nas atividades de alinhamento dos propulsores.
L-Adapter	Dispositivo mecânico para realização das medidas de propriedades de massa do satélite
Plataformas de trabalho e escadas	Auxílio nas atividade de montagem mecânica, medidas de alinhamento óptico e propriedades de massa, etc.
Container (PMM / SAG)	Armazenamento e movimentação para a base de lançamento da PMM e SAG

Fonte: Kakizaki (2011)

Algumas das atividades precisam de GSEs com características de configurações especiais. Baseado nas estimativas e cálculos de propriedades de massa e na verificação de como cada atividade utilizará desses meios , a elaboração de uma boa especificação poderá ser feita para execução do projeto e desenvolvimento dos GSEs. A Figura 6.5 mostra um exemplo de MGSE (*L-Adapter*) utilizado para realização das medidas de propriedades de massa.

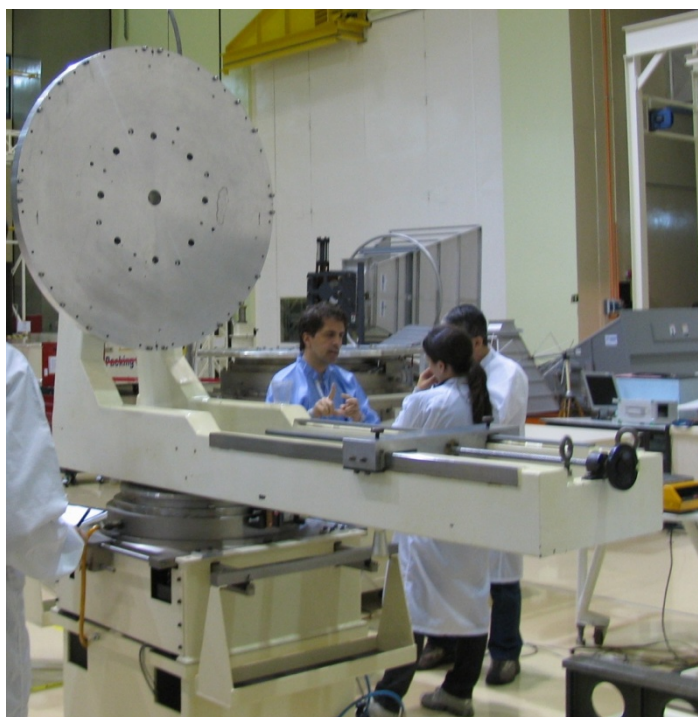


Figura 6.5 – MGSE para a medida de propriedades de massa.

Fonte: INPE.LIT (2012)

6.2.2.6. Informações e requisitos da fase de projeto

O levantamento das informações para avaliação dos riscos em cada cenário relacionado as propriedades de massa da PMM é um meio de identificar, elaborar e refinar requisitos. Além disso, pode-se verificar o modo como dados de propriedades de massa estão sendo transmitidos aos diversos grupos que necessitam das informações atualizadas, além de verificar a necessidade de capacitação profissional, infraestrutura, calibração de equipamentos, etc.

A modelagem dos equipamentos bem como a modelagem do satélite por completo, possibilita a verificação de como pode ser montado cada equipamento na estrutura de modo criar um procedimento para isso. Além disso, é um meio de validar a concepção da arquitetura mecânica, a disposição de cablagem e a viabilidade da montagem e integração. VELDEN et al.(2011) descreve sobre como a utilização de ferramentas CAD tem automatizado no processo de roteamento de cablagem.

6.2.3. Processos da fase de produção

Na fase de produção, uma quantidade expressiva de documentos e planos deve ser elaborada, sendo descritos o detalhamento das principais atividades tanto técnicas quanto gerenciais pertinentes ao desenvolvimento, principalmente relacionadas aos trabalhos de fabricação e testes para cada componente seja ele equipamento, partes mecânicas ou mecanismos. A documentação é imprescindível, pois serve como um procedimento e/ou guia detalhado da maneira como devem, para cada componente, as atividades a ser executadas. A documentação deve conter informações essenciais tais como a árvore do produto, desenho de conjunto detalhado, plano de desenvolvimento, o procedimento de fabricação, montagem, ajuste, inspeção e teste, um fluxograma de fabricação e modelo matemático para comparação para que durante o processo de produção propriamente dito sejam demonstrada a conformidade das componentes com seus requisitos (INPE, 2001c). Além disso, devem ser realizados os relatórios de acompanhamento e resultados das execuções das atividades.

Para a PMM o processo de fabricação deve ser elaborado para cada um dos subsistemas e suas partes mecânica, baseados em suas especificações, requisitos e características físicas e de funcionamento. Partes desses requisitos e das especificações são providas pelos os grupos que utilizaram os dados de propriedades de massa. Além disso, podem ser utilizadas normas, recomendações práticas e *handbooks* como guia dessas atividades. O *handbook* de tecnologia espacial (LEY et al, 2009) apresenta características gerais e técnica para cada elemento que compõe esses subsistemas. Alguns dos equipamentos da PMM não necessitam ser produzidas por serem conteúdos de prateleira.

Para o subsistema estrutura, a escolha apropriada do modo ou tecnologia de fabricação depende do princípio ou tipo de construção, da escolha do material e da verificação de inovações tecnológica disponíveis. De acordo o *handbook* de tecnologia espacial (LEY et al, 2009) a fim de satisfazer exigências físicas e mecânica para uma estrutura de um satélite com a menor massa possível, a decisão de selecionar adequadamente o material deve ser levado como uma questão fundamental. Atualmente a fabricação dos painéis

estruturais dos satélites é do tipo sanduíche, ou seja, chapas de face e colmeia, todos de alumínio (KAKIZAKI, 2011).

É importante ressaltar sobre a capacidade de manufatura, no qual deve ser verificado se as empresas e fornecedores possuem certificação e requisitos de qualidade na área espacial, sendo isso de extrema importância considerando a dimensão do projeto e os custos envolvidos.

Embora alguns processos de fabricação tenham sido inicializados, alguns equipamentos especiais e/ou ferramentais devem ser fabricados para o auxílio na fabricação de partes específicas. As tarefas abordadas não seguem uma sequência lógica definida, mas são iterativas e muitas vezes algumas delas ocorrem simultaneamente.

Durante o processo de fabricação é essencial analisar os progressos técnicos por meios de relatórios e prestar suporte técnico na aplicação dos requisitos (NASA, 2007). Segundo Silva Jr (2011), essas avaliações fornecem um aviso prévio de que os requisitos são deficientes, ou que eles não estão sendo atendidos adequadamente, sendo necessária até mesmo uma reavaliação dos requisitos. Além disso, pode ser um acompanhamento na verificação no aumento de massa por partes das componentes fabricadas.

Ocorre também a fabricação dos GSEs que servirão de auxílio na execução de ensaios e medidas que ocorrerão para validação, qualificação e aceitação de partes e até mesmo do sistema (SILVA et al, 2010 apud SILVA JR, 2011). Segundo Silva Jr (2011) os MGSE possuem diversas funções tais como apoio as diversas montagens mecânicas na estrutura do satélite, como também apoiar nas medições de propriedades de massa, além de satisfazer as condições de manuseio, armazenagem e transporte de todas as unidades do satélite como um todo ou em partes, nas fases de produção e AIT, bem como na fase de lançamento.

6.2.3.1. Filosofia de modelos

Na área espacial a ênfase principal, é a confiabilidade do produto final. Com uma filosofia de maximizar a confiabilidade do produto final, a verificação tanto do projeto quanto da fabricação dos equipamentos de voo é efetuada via modelos (GONDO; PERONDI, 2010). Com os processos abordados estão voltados para os requisitos e informações de propriedades de massa, os modelos para atender a essas atividades seriam o modelo elétrico (EM) e o modelo estrutural (SM), além dos de qualificação (QM), voltado principalmente para equipamentos, e de voo (FM).

Segundo Branco et al. (2005) apud Silva Jr (2011), o modelo elétrico é utilizado, além de validar o projeto elétrico, também para desenvolver os procedimentos de AIT e programas de teste e verificar as condições de montagem e desmontagem dos equipamentos e o roteamento da cablagem, sendo essas atividades como parte para uma boa verificação das propriedades de massa. Já o modelo estrutural segundo Branco et al. (2005) apud Silva Jr (2011), é utilizado para qualificação da estrutura, tendo como objetivo demonstrar que o subsistema de estrutura pode suportar as cargas estáticas e dinâmicas em nível de qualificação e cumprir os requisitos de rigidez e esforço, além da verificação das propriedades de massa.

No *handbook* de tecnologia espacial (LEY et al, 2009), é descrito que a qualificação por meio do modelo estrutural está completamente sujeito ao conjunto de regras de controle de configuração. Esse deve ser a representação do estado totalmente integrado, ou seja, todas as unidades de bordo ou suas componentes devem ser representadas por modelos (*dummies*), que são realista com relação a sua geometria, massa, CG e MOI.

Além do modelo elétrico e estrutural e, pensando em subsistema e sistema, o modelo de voo é constituído e, segundo Branco (2005) apud Silva Jr (2011) o modelo de voo de todas as unidades do satélite se sujeita a testes funcionais e ambientais no nível de aceitação, sendo um deles a aceitação mecânica que inclui as verificações das medidas de propriedades de massa. Em termos de equipamento/unidade de satélite, o mesmo autor apresenta que o modelo de qualificação é tipicamente utilizado para a verificação.

Segundo a ECSS (1996) apud Silva Jr (2011) o modelo de qualificação das unidades/subsistemas é completo e representativo para demonstrar que o projeto e a fabricação atendem com margem suficiente todas as especificações para todas as condições ambientais previstas para a missão. O modelo de voo é fabricado utilizando exatamente os mesmos processos, ferramental e sequência de operações utilizadas na fabricação dos modelos de qualificação (SILVA JR, 2011).

6.2.3.2. Informações e requisitos da fase de produção

Em termos gerais, as principais informações que podem ser levantadas são relacionadas do modo como cada atividade pertinente à produção e à verificação do que foi produzindo pode ser executada. Todas as informações levantadas podem servir de guia para a elaboração de procedimentos, além da verificação de que todos os requisitos e restrições imposta até o momento estão sendo cumpridas. Também pode ser levantados requisitos que, durante a fase de análise de missão e de projeto não foram concebidos.

A verificação antecipada de como serão planejadas e executadas as atividade visa obter informações sobre quais as empresas e fornecedores com capacitação técnica adequada realizarão a produção dos subsistemas, equipamentos e partes mecânicas, além do desenvolvimento de GSEs. Além da possibilidade de ter informações para saber capacitação tecnológica por partes das empresas e fornecedores, é possível analisar os procedimentos e documentos por elas elaborados e verificar se estão aptos para atender aos requisitos e restrições das propriedades de massa do satélite e processos que por elas são afetados. Para os GSEs é importante verificar se eles serão de fácil manipulação e utilização para o desenvolvimento das atividades por eles são auxiliados. Por exemplo, para um container de um equipamento específico cujo CG pode estar deslocado, se esse MGSE está sendo projetado de modo facilitar o manuseio, ou seja, se o CG do conjunto (MGSE + equipamento) estará localizado próximo ao centro geométrico do conjunto.

Relacionados à filosofia de modelos, o conhecimento antecipado da utilização deles permite validar os procedimento e especificações de montagem e integração elaborados, além de verificar para cada atividade se há todos os meios necessários para execução delas. Facilita o modo como serão as interações das áreas, definindo uma sequência

lógica das atividades, antecipado a demanda de serviço requerido e de pessoal para a realização de cada atividade. É possível, por exemplo, verificar se a balança utilizada para medir as massas dos equipamentos de qualificação, que durante o período contratado para a realização dessa atividade estará devidamente calibrada e em perfeitas condições de uso.

6.2.4. Processos da fase de montagem, integração e testes (AIT)

O processo de montagem, integração e testes (AIT), segundo Lino (2009a), é uma sequência metódica e progressiva de inspeções, montagens mecânicas, medições, testes funcionais e de desempenho e ensaios ambientais com o objetivo de produzir e aceitar um sistema conforme as suas especificações. Essas atividades correspondem à verificação no nível de sistema e busca garantir que o sistema e seus subsistemas atendam todos os requisitos especificados e estejam livres de defeitos.

Para complementar, Pisacane (2005) apud Silva Jr (2011), descreve AIT como a implementação de um conjunto de procedimentos e à execução de uma sequência de eventos logicamente inter-relacionados, cujo propósito é obter um alto grau de confiabilidade no funcionamento do sistema, quando este estiver cumprindo seu objetivo, garantindo que todos os parâmetros de projeto especificados sejam alcançados.

Para a execução de todas as atividades de AIT, planos e procedimentos de preparação e testes previamente definidos devem ser seguidos (SILVA et al, 2010 apud SILVA JR, 2011). Os procedimentos devem ser elaborados na fase de fabricação quando ocorrem a montagem, ensaios e medição dos modelos estrutural e elétrico. A Figura 6.6 apresenta as principais atividades que afetam ou são afetadas pelas propriedades de massa da PMM.

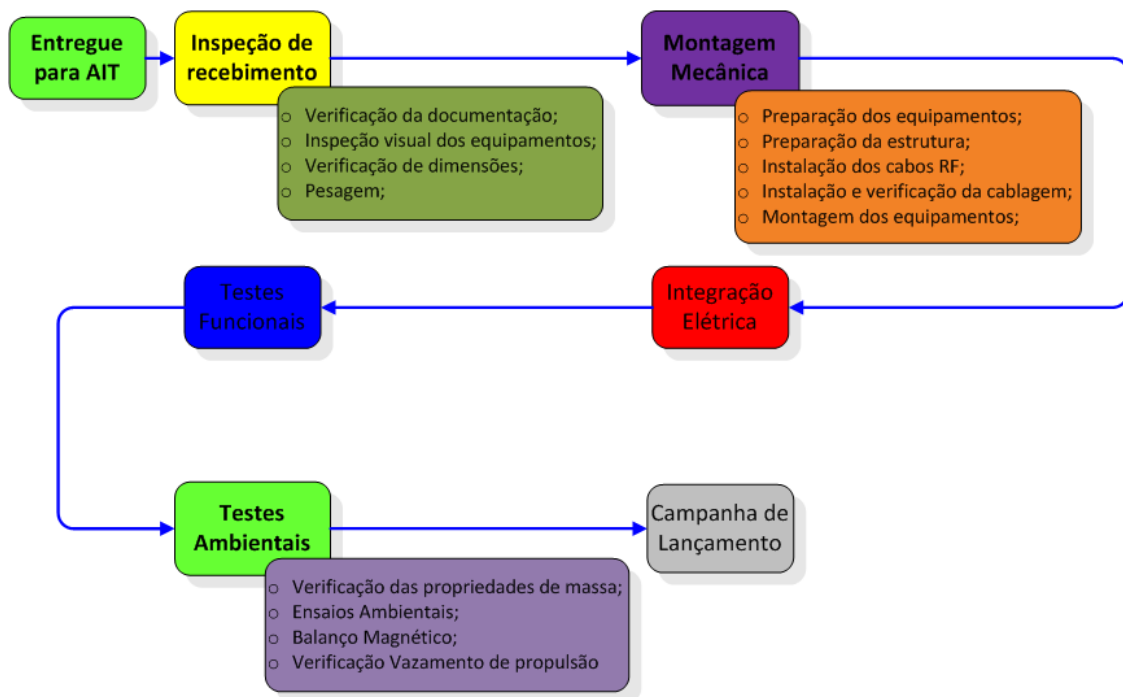


Figura 6.6 – Fluxograma de atividade AIT.

Fonte: Lino (2009a)

Antes de montar um equipamento no satélite, há uma inspeção mecânica para verificar principalmente requisitos de geometria do equipamento. Segundo Silva (2006) apud Silva Jr (2011) essa inspeção consiste na verificação de planicidade da base, de massa, distância dos pontos de fixação e diâmetro dos furos de fixação. Além disso, alguns equipamentos quando montado na estrutura da plataforma, como é o caso dos sensores de estrelas, propulsores, rodas de reação e SADA tem como requisito a precisão de montagem e requerem alinhamento.

A montagem mecânica inicia pelo subsistema propulsão. Após o término dessas atividades e dos testes pertinente ao subsistema propulsão, inicia-se a montagem dos equipamentos na estrutura do satélite, respeitando procedimentos e sequência de montagem e equipamento que tem requisitos de alinhamento. É importante ressaltar que alguns equipamentos precisam atender também a requisitos térmicos e requerem uma preparação antes da sua montagem. Em seguida, é instalada a cablagem, com amarração provisória. A amarração final é feita após a integração elétrica. Além dessas atividades,

tema colocação dos MLIs (*Multi Layer Isolator*). Completada todas as atividades pertinentes a PMM, pode-se então integrar o módulo de carga útil e os painéis solares na plataforma. Então é dado o início dos testes ambientais de aceitação sobre a PMM

A realização das medidas de propriedades de massa será feita com o satélite totalmente integrado, exceto propelente, na configuração de voo. Segundo Silva Jr (2009), essas medidas são usualmente feitas antes do teste de vibração e caso algum requisito relacionado ao lançador e ao sistema de controle de atitude e órbita não forem satisfeitos, massas de balanceamento são adicionadas ao satélite em pontos determinados por cálculo, para garantir que todos os requisitos sejam atendidos. O mesmo autor descreve que as medições de massa, CG transversal e MOI longitudinal devem ser executados com o satélite na posição vertical. Medições do CG longitudinal e MOI transversal devem ser realizadas na posição horizontal com a utilização de um adaptador em L (*L-Adapter*).

Realizados todos os ensaios, testes e atendendo a todos os requisitos sem pendências, são removidos os painéis solares, o módulo de carga útil é desacoplado. Na sequência são realizadas as atividades preparação para a campanha de lançamento e são acondicionados o satélite e os painéis solares nos seus respectivos container para o transporte, além de todos os equipamentos de apoio. Todos são enviados para a base de lançamento.

6.2.4.1. Informações e requisitos da fase de AIT

Da mesma maneira como realizado na fase de produção, a verificação dessas atividades possibilita antecipar informações relacionadas ao modo com todas as atividades podem e deverão ser executadas. Pode ser elaborado um fluxograma para sequenciar as atividades, além da verificação da disponibilidade de todos os meios necessários e pessoal disponível para a execução das atividades. Na atividade do acoplamento do painel solar na PMM, por exemplo, com as informações antecipadas pode ser possível elaborar um procedimento detalhado para essa atividade e verificar se haverá a necessidade de realinhar o *deployment rig* (dispositivo mecânico para auxiliar nos ensaios de abertura do painel solar e no acoplamento do painel no satélite). Caso isso

seja necessário, um montante de outras atividades de preparação devem ser executadas tais como a disponibilidade dos teodolitos, se esses estão calibrados, disponibilidades de pessoal entre outras atividades.

6.2.5. Processos da fase de lançamento

A campanha de lançamento abrange todas as atividades em torno do lançamento de um satélite. Segundo a NASA (2005) apud Silva Jr (2011), essas atividades têm início com o transporte do satélite para o local de lançamento e termina por volta de uma semana depois do lançamento, quando todos os equipamentos de apoio retornam ao centro de testes. As atividades globais durante a campanha de lançamento envolvem os segmentos espaciais, controle e lançador e que incluem as atividades de montagem mecânica do satélite no lançador, injeção na órbita, realização de manobras, abertura dos painéis e outros mecanismos e apontamento do satélite.

Para que o lançamento tenha sucesso, algumas atividades devem ser executadas, também seguindo planos e procedimentos elaborados. Segundo Lino (2009b), o objetivo dessas atividades é verificar que não ocorreram danos durante transporte e manuseio; verificar que todas as atividades de montagem no centro de lançamento foram completadas corretamente, todas as interfaces associadas foram corretamente verificadas e seus parâmetros estão dentro dos limites especificados e verificar que a montagem com o veículo lançador foi completada com sucesso. Além disso, deve ser verificado se as massas estão equilibradas sendo necessários para assegurar que o subsistema de controle de atitude do satélite será capaz de executar suas funções, como requerido.

Para a PMM, além das atividades mencionadas acima, nessa fase ocorre a montagem e integração dos módulos e dos painéis solares e a montagem na coifa do lançador o que requerem a utilização dos meios (GSEs) para a realização dessas atividades. É nesta fase que ocorre também, o enchimento do tanque com o propelente.

Uma vez que foram atendidos todos os requisitos, o lançamento é então executado. A PMM deverá executar suas operações para o seu pleno funcionamento tais como o

posicionamento na órbita desejada, abertura dos painéis solares e o apontamento precisão. O *handbook* de tecnologia espaciais (LEY et al, 2009) descreve que esse é o momento crítico determinante para o sucesso ou o fracasso da missão.

6.2.5.1. Informações e requisitos da fase de lançamento

A verificação das atividades que devem ser realizadas nessa fase pode antecipar informações para a realização de procedimentos e a verificação de todos os GSEs necessários para a realização das atividades descritas. Além disso, pode ser verificada a quantidade de pessoal necessária para a execução das atividades na base de lançamento.

6.2.6. Processos na fase de operação

Nessa fase é realizada a verificação do sistema para validar a sua operação. De acordo com Lino (2009b) é após a validação, o sistema está pronto para operar. São estabelecidas também, as recomendações para futuras ações para alcançar todos os status operacionais.

Segundo o *handbook* de tecnologia espaciais (Ley et al, 2009), para todos os processos dinâmicos no espaço durante uma missão, o conhecimento exatos dos parâmetros e condições do satélite, o que inclui os dados de propriedades de massa é extremamente relevante.

Durante a operação o computador de bordo da PMM deverá fornecer dados atuais do satélite o que incluem informações das propriedades de massa, que serão utilizadas no apontamento e correções de órbita e atitude durante sua vida operacional. Essas informações devem ser periódicas e todos os dados devem ser registrados por meio de relatórios.

6.2.6.1. Informações e requisitos da fase de operação

Os processos verificados na fase de operação poderão antecipar informações de como proceder com os valores atuais de propriedades de massa e modo como serão gerados os relatórios. Caso houver um fornecimento errado dos dados, qual será o procedimento

que deverá ser executado. Uma elaboração de uma planilha para o cálculo do consumo do propelente baseado nos dados de propriedades de massa atual do satélite, parecido com o utilizado pela ISS (RAY, 2006) pode ser elaborado com as informações antecipadas de fase e ainda servir de base para a definição do descarte do satélite.

6.2.7. Processos da fase de descarte

Para a realização da atividade de descarte da PMM, os dados e informações sobre o status das propriedades de massa do satélite em sua configuração final devem ser fornecidos. E o processo deverá seguir os procedimentos e planos de descartes.

6.2.7.1. Informações e requisitos da fase de descarte

Do mesmo modo que realizado para a fase de operação, pode ser realizado para essa fase, as informações antecipadas podem ser utilizadas para realizar procedimentos e planos para o descarte do satélite.

6.3. Avaliação da verificação dos processos

A verificação dos processos em cada fase do ciclo de vida da PMM tem o intuito de antecipar informação e até mesmo gerar requisitos para a fase inicial do seu desenvolvimento. Para cada fase foi apresentado exemplos. As informações e requisitos que possam ser gerados não estão aplicados especificamente as propriedades de massa do satélite, mas em todos os processos e atividades que por elas são afetadas. É notável que quanto mais informações obtidas, melhor serão planejadas as atividades e a verificação de que todos os requisitos de propriedades de massa satélite e processo e atividades que por elas são afetadas estão sendo atendidos. Além disso, a verificação dos processos pode revelar informações para elaboração e análise de risco.

7 DISCUSSÃO E PROPOSTA DE MELHORIAS

Esse capítulo apresenta a discussão e proposta de melhoria a partir da verificação dos processos em cada fase, o uso dos conceitos fundamentais e a comparação da proposta com outros trabalhos. Além disso, apresenta o impacto em programas de satélite tais como a PMM e comentários sobre as contribuições e limitações desta dissertação.

7.1. O uso dos conceitos fundamentais

Para o desenvolvimento dessa dissertação foi realizada uma fundamentação teórica, com conceitos e definições relacionados à engenharia simultânea (ES), ciclo de vida de um satélite, incluindo análise e concepção de missão espacial e conceitos principalmente de propriedades de massa de um satélite e dos termos para a sua determinação.

Para a elaboração da proposta dos processos de propriedades de massa, todas as informações providas de conceitos e definições mencionados e principalmente informações obtidas da organização SAWE (artigos, recomendações práticas e *handbook*) que está relacionando as propriedades de massa foram utilizados. A proposta visou verificar todos os processos e atividades que estejam relacionados e que de alguma forma afetam ou sejam afetados pelas propriedades de massa do satélite durante todo o seu ciclo de vida de modo antecipar informações e gerar requisitos para etapas iniciais de desenvolvimento.

7.2. Comparação com outros trabalhos

Na revisão bibliográfica apresentada no capítulo 3 e na descrição detalhada de aspectos importantes para dissertação ao longo do capítulo 4, o que se tem visto é o esforço de melhorar processos ou atividade de propriedades de massa de modo específico. Cuco (2011), por exemplo, apresentou uma metodologia para a otimização do layout tridimensional dos equipamentos no interior de satélites artificiais, considerando requisitos de balanço de massa e outros termos do satélite. Essa metodologia visa a otimização sobre a arquitetura mecânica do satélite.

Referências como a NASA e a ECSS apresentam poucas informações sobre processos de propriedades de massa. A organização SAWE (2010) apresentou um modelo de diagrama para o controle e gerenciamento de propriedades de massa (Figura 3.2), no entanto, apresenta informações sucintas dos elementos dos subprocessos demonstrados, porém, a própria SAWE descreve que o detalhamento desses elementos está em fase de desenvolvimento. Além disso, o modelo é uma representação para sistema de qualquer segmento.

Na maioria das referências relacionadas ao desenvolvimento de sistemas espaciais, as propriedades de massa de um modo geral não são vistas com tanta importância desde sua fase inicial de desenvolvimento. A abordagem principal de desenvolvimento está ligada somente a massa. O centro de gravidade e o momento de inércia normalmente ficam em um segundo plano de requisitos. A SAWE em trabalhos e artigos publicados vem discutindo a importância da abordagem de todos os termos das propriedades de massa desde o início de um projeto. O modelo dos processos e produtos proposto por Belt (2003) demonstra isso.

Cada autor tem apresentado propostas relacionadas às propriedades de massa de modo atender uma necessidade específica ou de modo geral para qualquer sistema. A proposta dos processos de propriedades de massa apresentada visa englobar todas as fases do ciclo de vida de um satélite. Além disso, o modelo proposto verifica não somente os processos e atividades que afetem as propriedades de massa do satélite, mas também todos os processos e atividades que por elas são afetadas.

O modelo de diagrama proposto pela SAWE conforme apresentada no Capítulo 3, demonstra uma visão geral do controle e gerenciamento de propriedades de massa para sistema ao longo do seu ciclo de vida. No entanto, se pensar na área espacial no qual o controle das propriedades de massa são requisitos fundamentais, esse modelo pode não demonstrar os elementos ou fases para um controle e gerenciamento eficiente das propriedades de massa. A Figura 7.1 foi adaptada do modelo apresentado pela SAWE de modo representar os processos de propriedades de massa e as fases do ciclo de vida para um sistema espacial. Do mesmo modo que a SAWE representou o relacionamento

entre os elementos de subprocessos de propriedades de massa, a Figura 7.2 apresenta esses relacionamentos incluídos os elementos de subprocessos voltado para área espacial, além de incluir as atividades julgadas essenciais pertinentes a esses subprocessos.

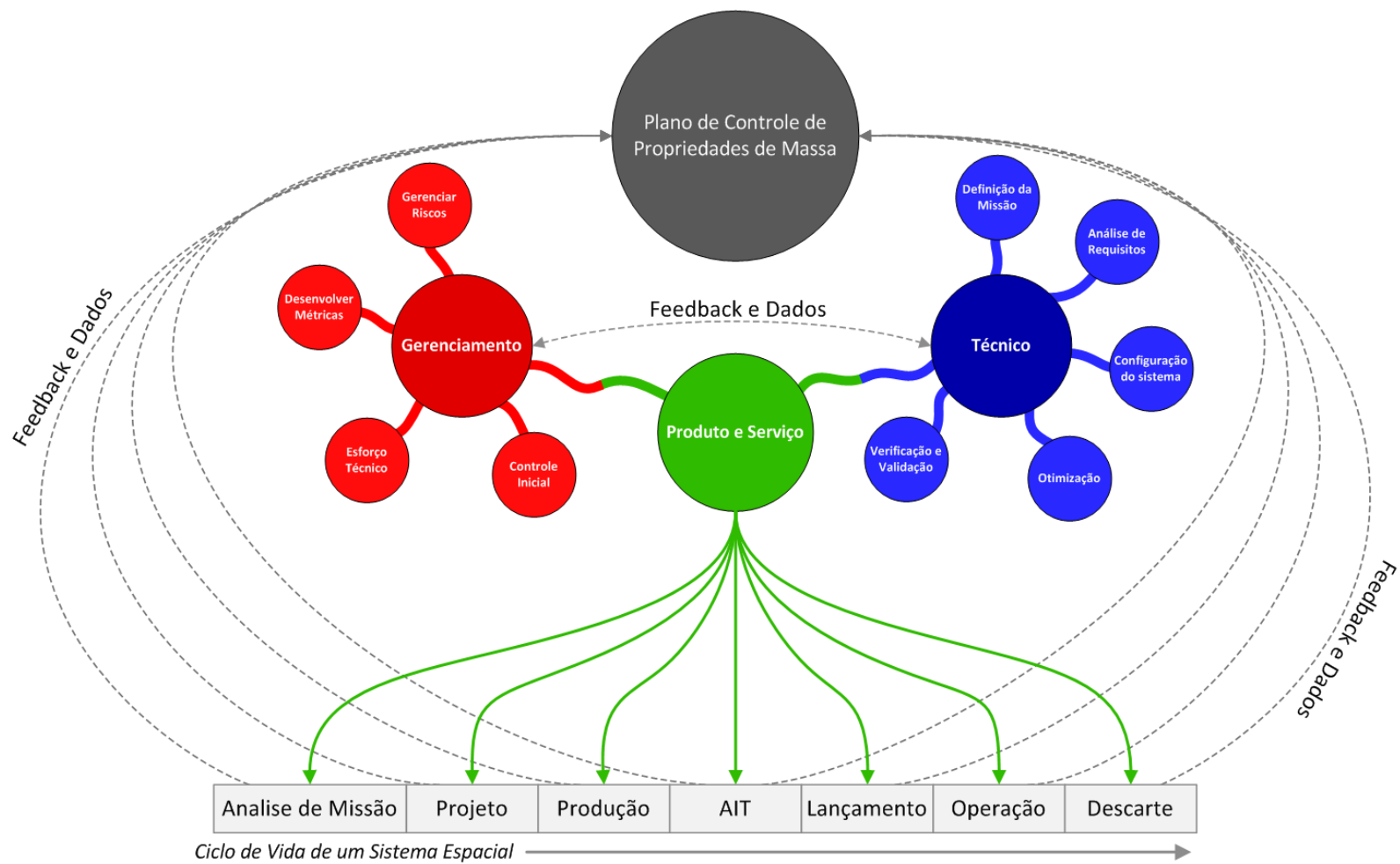


Figura 7.1 – Diagrama dos processos de propriedades de massa para área espacial.

Fonte: Adaptada da SAWE (2010)

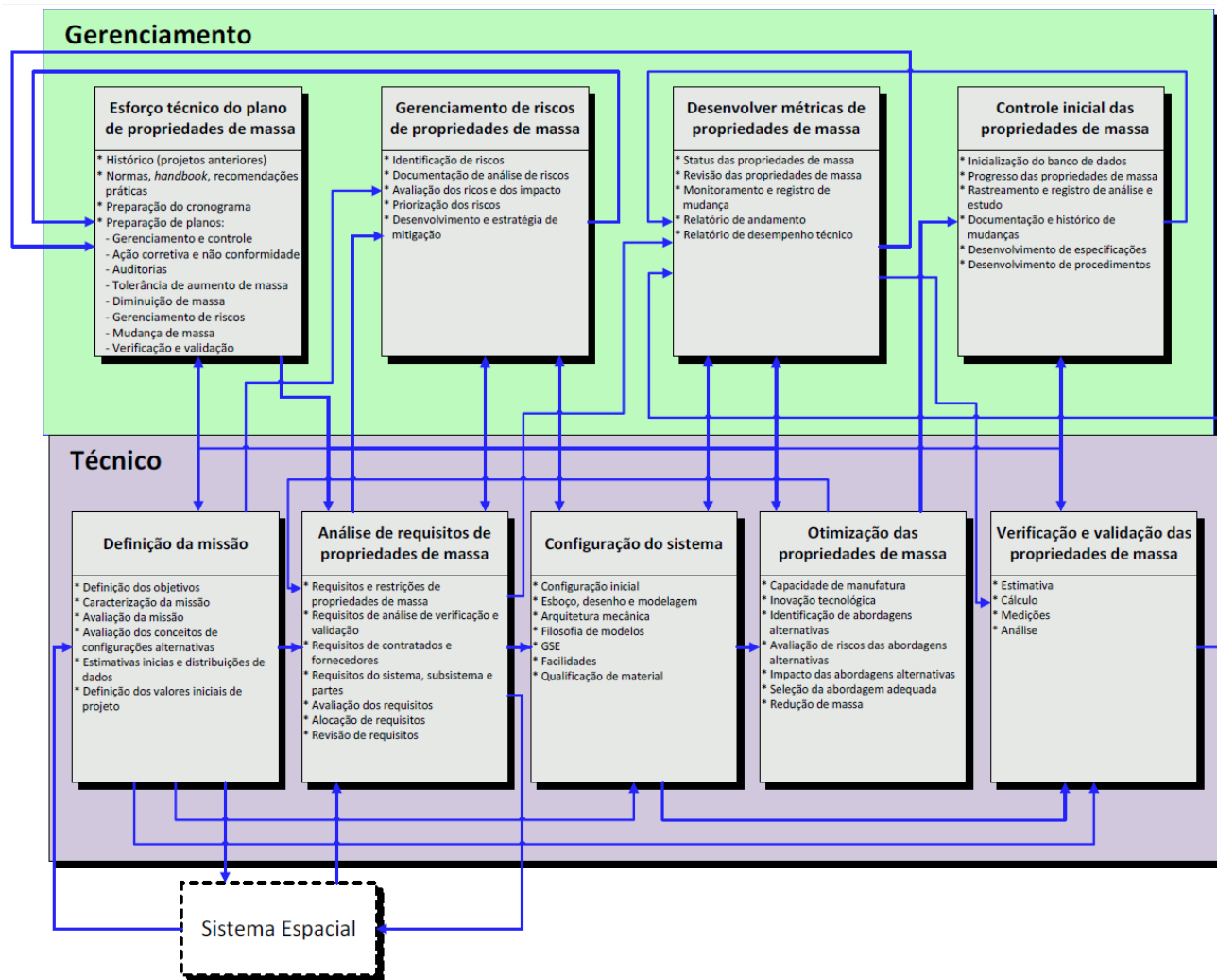


Figura 7.2 – Fluxograma dos processos de propriedades de massa para área espacial.

Fonte: Adaptada da SAWE (2004)

7.3. Impacto em programas de satélite

No estudo de caso, foi utilizada a plataforma com conceito multimissão que está sendo desenvolvida pelo INPE. O método utilizado para seu desenvolvimento é o tradicional. O método sequencial por vezes pode revelar algumas surpresas ao longo do seu desenvolvimento, o que pode demandar atrasos e um gasto excessivo.

Ao realizar a verificação e demonstrar exemplos dos processos de propriedades de massa proposto ao longo do desenvolvimento da PMM, pode ser visto que informações podem ser antecipadas pertinentes as aos processos e/ou atividades em questão, ainda para etapas iniciais de desenvolvimento. Pode ser identificadas oportunidades de melhorias, o que teria um impacto significativo em termos de custo e principalmente no cronograma da missão.

Uma das oportunidades de melhoria observada seria na realização da determinação das propriedades de massa de equipamentos e partes mecânica de geometria simples apenas baseada nos cálculos em software de modelagem 3D. Autores como Cannon e Wetzel (2001) e Papanastasiou e Edmounds (2009) descreveram sobre isso. Esse tipo de abordagem já é realizado na determinação das propriedades de massa dos painéis solares sejam eles separados ou integrados no satélite na configuração de operação. Isso ocorre devido à inviabilidade de realizar esse tipo de medida no caso real por causa da fragilidade da estrutura dos painéis e também pela necessidade de um MGSE de grande porte para sustentar os painéis abertos durante as medições, o que demandaria mais custo e tempo para a realização dessa atividade.

Wiener (2005), em seu trabalho declara que apesar de excelentes modelos computacionais no qual estão disponíveis, a única maneira de assegurar que as propriedades de massa estão corretas é realizar a medição das propriedades de massa nos vários estágios de desenvolvimento da missão, ou seja, medir todas as componentes pertencentes a essa missão. Entretanto, devido a todo o custo envolvido, disponibilidade de cronograma para realizar todas essas medições, a evolução das tecnologias e ao aumento do número de ferramentas computacionais poderosas disponíveis no mercado,

a determinação desses equipamentos poderiam ser realizados somente por meio de cálculos. O próprio autor declara em seu trabalho a utilização da modelagem computacional é um meio de projetistas refinarem especificações.

Além disso, como descrito nesta dissertação o momento de inércia próprio do equipamento em geral, pode ser considerado desprezível, se comparado ao momento de inércia do satélite, devido à sua distância ao eixo de referência (KAKIZAKI, 2011). Para validar ou confirmar os valores do modelo computacional apenas a massa pode ser medida, o que não possui um custo elevado e nem demanda tempo para a sua realização. No entanto, um estudo mais aprofundado deve ser realizado para validar o modelo computacional e as ferramentas utilizadas. As medições tanto de CG como do MOI para esses equipamentos sejam eles de qualificação, quanto de voo geram um custo não elevados se pensarmos em um equipamento ou unidade, mas uma demanda de tempo devido aos processos envolvidos, tais como solicitação de serviço, processo de aceitação para a realização, a própria realização da medição, entre outros, além de todo o pessoal envolvido na realização de todas essas atividades.

Além da realização dos cálculos de propriedades de massa, outro ganho dos modelos computacionais 3D é que pode ser verificada a montagem mecânica e integração de equipamentos e mecanismos. Isso é uma maneira de validar a arquitetura mecânica, além da verificação se não há nenhuma obstrução ou problema para a realização, por exemplo, das medições de alinhamento.

Outra oportunidade de melhoria, seria no desenvolvimento ou projetos dos MGSEs, no qual deve ser pensando na facilidade de manuseio e utilização desses meios. As propriedades de massa, seja do satélite ou de partes deles, podem influenciar na elaboração para uma boa especificação, conforme exemplo descrito no Capítulo 6. Além disso, pode-se verificar a disponibilidade de MGSEs existentes ou que necessite de pequenas modificações, no qual reduziria no custo e tempo envolvido no desenvolvimento de um novo.

Com a verificação dos processos e atividades de propriedades de massa pensando no produto a partir da proposta apresentada, pode observar que, além de a proposta dos processos de propriedades servir como guia para o controle e gerenciamento das atividades, pode-se verificar que as informações antecipadas ainda nas etapas iniciais pode ter ganho e um impacto significativo nas atividades de projeto. Programas de satélites tais como a PMM poderiam ter custo e o tempo envolvidos reduzidos na realização desses processos devido ao inúmero de informações que podem ser antecipada, sendo uma oportunidade para buscar melhores meios e/ou alternativas para que especificações e procedimentos possam ser elaborados de forma eficaz.

7.4. Contribuições e limitações

A proposta dos processos de propriedades de massa apresentados podem trazer muitos ganhos de eficiência, uma vez que as informações podem ser antecipadas e incorporadas nas etapas iniciais de desenvolvimento. Além das oportunidades de melhorias conforme descritos no item anteriormente, a proposta de propriedades de massa é um meio e uma oportunidade para que o INPE possa reduzir o tempo e o custo nas atividades de projeto ao longo de todo o ciclo de vida de um satélite.

A antecipação das informações proveniente das fases subsequentes a fase de projeto, facilitará na elaboração de planos e procedimentos, além de ter uma visualização dos processos e atividades que devem ser executada, sendo uma oportunidade de otimizar a execução desses e poder concentrar um esforço maior no processo ou atividade que precisa ser melhor desenvolvida.

Como contribuição, também, através do exposto e por meio de todas as informações levantadas, o trabalho reúne e apresenta conceitos, definições de propriedades de massa e trabalhos que vem sendo desenvolvidos nessa área. Além disso, o trabalho apresentado pode ser considerado como uma customização dos trabalhos desenvolvidos pela SAWE.

Em outras questões, em termos do panorama do programa espacial brasileiro, o trabalho pode ser uma contribuição na questão de introduzir os conceitos de engenharia

simultânea na forma como vem sido conduzidos as atividades de projeto e também poder utilizar o modelo propostos como exemplo para ser aplicados em outros processos que também são essenciais para o desenvolvimento de um sistema espacial além dos processos relacionados a propriedades de massa.

Em termos das limitações desta dissertação está relacionada com a dificuldade de obter informações de como as organizações no setor aeroespacial tem abordados as propriedades de massa desde o início do desenvolvimento de uma missão espacial. Por essa dificuldade, não foi possível o desenvolvimento mais detalhado dos processos de propriedades de massa em cada fase dos processos do ciclo de vida. Também não foi possível obter informações suficientes de como os processos relacionados a propriedades massa descritas nesta dissertação foram abordados ao longo do desenvolvimento da PMM para a realização de uma comparação entre ambos os processos.

Outros termos, requisitos e processos poderiam influenciar em termos de levantamentos e definição de prioridades de requisitos de propriedades de massa, porém pelo tempo de desenvolvimento e para não tornar o trabalho muito extenso não foram abordados. Esses outros itens, necessariamente devem ser contidos na elaboração de todos os requisitos ao longo do desenvolvimento de uma missão espacial, principalmente para a caracterização do satélite.

Pela limitação de tempo no desenvolvimento deste trabalho, não foi possível verificar se a proposta dos processos de propriedades de massa seria aplicável a nano e pico satélites. Embora, esses tipos de satélite devem atender a penas dois requisitos de propriedades de massa, a massa e o CG que é exigido pelo lançador.

8 CONCLUSÃO E PROPOSTAS FUTURAS

Esse capítulo apresenta a conclusão desta dissertação e oportunidades de trabalhos futuros.

8.1. Consecução dos objetivos

Esta dissertação propôs verificar os processos de propriedades de massa de um satélite ao longo de todo o seu ciclo de vida, antecipando informações de modo gerar requisitos para as etapas iniciais de desenvolvimento. Para atender ao objetivo geral, foram analisados todos os processos que estejam relacionados, que afetem ou sejam afetados pelas propriedades de massa do satélite.

A revisão bibliográfica apresentou aspectos importantes de como outros autores, inclusive a SAWE vêm desenvolvendo trabalhos relacionados às propriedades de massa, de forma facilitar a compreensão dos conceitos e definições dos seus termos associados. Pode ser observado principalmente na área espacial, que muitos conceitos, pensando ao longo de todo o ciclo de vida de um sistema espacial precisam ser melhor desenvolvidos.

Como visto também, sistemas espaciais devido à sua complexidade exigem um concentração de esforço para planejar, projetar, desenvolver e executar por englobar métricas de riscos, prazos e custos ao longo do seu desenvolvimento. A utilização de conceitos e definições de engenharia simultânea pode facilitar esses processos. Relacionado ao tema principal, o conhecimento das propriedades de massa ao longo de um desenvolvimento de um projeto ou sistema são essenciais, e pode ter impacto significativo para o sucesso da missão. A verificação da PMM nos eventos da proposta dos processos de propriedades de massa demonstrou que informações podem ser antecipadas de modo a gerar requisitos para as etapas iniciais de desenvolvimento e que facilitem as atividades de projeto. Isso foi demonstrado ao longo do Capítulo 6.

A proposta apresentada dos processos de propriedades de massa pode ser vista como uma contribuição, da mesma forma como Belt (2003) descreveu, a proposta pode servir

como um guia ou um ponto de partida para outros autores aprimorarem a coleção de processos e atividades voltados para área espacial, pensando nas diversidades de produtos que essa área apresenta tais como satélite, estação espacial, telescópios, sondas, veículos tripulados, etc.. A verificação desses processos pensado em cada produto na área espacial visa facilitar o seu desenvolvimento a partir da identificação e levantamento de informações dos processos subsequentes da fase de projeto de modo gerar requisitos ainda na fase de projeto.

8.2. Sugestões de trabalhos futuros

Ao longo da verificação dos processos de propriedades de massa algumas discussões poderiam ser incluídas, mas por conta da extensão do trabalho e de modo atender aos objetivos gerais não foi possível abordar. Dentre as várias possibilidades de temas a serem desenvolvidos por trabalhos futuros destacam-se os seguintes:

- Analisar o impacto das métricas custo e cronograma na verificação dos processos de propriedades de massa propostos.
- Realizar estudos e detalhamento do modo como cada grupo que precisa dos dados de propriedades de massa receberiam esses dados e a forma como seriam executadas as suas atividades pensando ainda na fase de projeto.
- Da mesma forma que a SAWE está tentando implementar e descrever detalhadamente os elementos de subprocessos apresentados para sistema seja ele de qualquer segmento, realizar o desenvolvimento detalhados desses elementos de subprocessos voltados para sistema espaciais.
- Verificar a aplicabilidade da proposta dos processos de propriedades de massa pensando em nano e pico satélites.
- Realizar um estudo do modo como os processos apresentados relacionados a propriedades de massa poderiam ser implementados e organizados dentro da

estruturação da engenharia do INPE e na forma como ela atualmente atua em seus projetos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB). **Plataforma Multimissão**. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/2012/09/plataforma-multimissao-pmm/>>. Acesso em: 27 jul. 2013.

AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (AIAA); AMERICAN NATIONAL STANDARDS INSTITUTE (ANSI). **Recommended practice for mass properties control for satellite, missiles and launch vehicles**. Reston, 1999. VA, R-020^a.

ANDRADE, F. S.; MARCIANO. S. Lobby de empresário força AEB a adquirir novo satélite. **Jornal do SindCT**, ano 3, ed. 22, São José dos Campos, abr. 2013. Disponível em: <<http://jornaldosindct.sindct.org.br/index.php?q=node/324>>. Acesso em: 27 ago. 2013.

ANDRADE, L. F. S.; FORCELLINI, F. A. Interface design of a product as a potential agent for a concurrent engineering environment. In: ISPE INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONCURRENT ENGINEERING, 14, 2007, London. **Proceedings...** London: Springer, 2007.

BANDECCHI, M.; MELTON, B.; ONGARO F. **Concurrent engineering applied to space mission assessment and design**. ESA, 1999. Disponível em: <<http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet99/bande99.pdf>>. Acesso em: 15 set. 2010.

BELT, R. L. The value of mass properties engineering. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 62, 2003, New Haven, Connecticut. **Proceedings...** New Haven: SAWE paper No 3300, 19-21 May, 2003.

BIGGS, B. Mass properties using statistical techniques In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 64, 2005, Annapolis, Maryland. **Proceedings...** Annapolis: SAWE paper No 3379, 16-18 May, 2005.

BOGOSSIAN, O. L. **Método de auxílio à concepção de plataformas aplicada à família de satélites**. 2012. 239 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2012/10.08.14.39-TDI). Tese (Doutorado em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2012. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3CPNDJB>>. Acesso em: 10 set. 2013.

BOYNTON, R.; NAKAI, J.; WIENER. K. H.; STROM, G. “Standard” SAWE mass properties calculation software and algorithms. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE

SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 60, 2001, Arlington, Texas. **Proceedings...** Arlington: SAWE paper No 3156, 21-23 May, 2001.

BOYNTON, R. **How to calculate mass properties:** an engineer's practical guide. Space Electronics, Inc., 2001. 36 p. Disponível em: <<http://www.space-electronics.com/Literature/2001%20How%20to%20calculate%20mass%20properties%20web%20page.pdf>> Acesso em: 1 out. 2010.

BOYNTON, R. How mass properties affect satellite attitude control. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 67, 2008, Seattle, Washington. **Proceedings...** Seattle: SAWE paper No 3457, 17-21 May, 2008.

BOYNTON, R.; WIENER, K. H. Mass properties measurement handbook In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 57, 1998, Wichita, Kansas. **Proceedings...** Wichita: SAWE paper No 2444, 18-20 May, 1998.

BOZE, B. **An introduction to mass properties.** Chesapeake Bay Regional Conference, November, 2006. Disponível em: <[http://www.sawe.org/files/Introduction%20to%20Mass%20Properties%2010-25.ppt#503,84,Slide 84](http://www.sawe.org/files/Introduction%20to%20Mass%20Properties%2010-25.ppt#503,84,Slide%2084)>. Acesso em: 26 mar. 2012.

BOZE, W.; HESTER, P. Quantifying uncertainty and risk in vehicle mass properties throughout the design development phase. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 68, 2009, Wichita, Washington. **Proceedings...** Wichita: SAWE paper No 3468, 18-20 May, 2009.

CANNON, J.; WETZEL, E. The development of sea launch mass properties. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 60, 2001, Arlington, Texas. **Proceedings...** Arlington: SAWE paper No 3117, 21-23 May, 2001.

CUCO, A. P. C. **Desenvolvimento de uma metodologia multiobjetivo para a otimização do layout de equipamentos em satélites artificiais.** 2011. 159 p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/08.09.01.46-TDI). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2011. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3A8D54H>>. Acesso em: 28 dez. 2011.

DoD (DEPARTMENT OF DEFENSE); **Mass properties control for space vehicles.** El Segundo, CA, MIL-HDBK-1811, 1998.

GIL, A. C. **Como elaborar projeto de pesquisa**. 4. ed. São Paulo: Atlas, 2002. 176p.

GILLIAM, R. J. Weight control: why, when and how. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 64, 2005, Annapolis, Maryland. **Proceedings...** Annapolis: SAWE paper No 3370, 16-18May, 2005.

GONDO, S. M. H.; PERONDI, L. F. Controle de processos de fabricação na área espacial. In: WORKSHOP EM ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAIS, 1. (WETE), 2010, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos: INPE, 2010. v. IWETE2010-1025. DVD. ISSN 2177-3114. Disponível em: <<http://urlib.net/J8LNKAN8RW/38JE3QG>>. Acesso em: 31 jun. 2013.

GRIFFIN, M. D.; FRENCH, J. R. **Space vehicle design**. 2, Reston, VA: AIAA, 2004. 682 p. ISBN (1-56347-539-1).

GUIDO, L. F. **Física, pensamentos e teorias**. 2011. Disponível em: <<http://luizfisica.blogspot.com.br/2011/05/massa-x-peso.html>>. Acesso em: 16 mar. 2014.

HEIM, C.; PERTERMANN, H. The role of effective mass property management in a global product creation process. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 67, 2008, Seattle, Washington. **Proceedings...**Seattle: SAWE paper No 3008, 17-21May, 2008.

INTERNATIONAL COUNCIL ON SYSTEMS ENGINEERING(INCOSE). **System engineering handbook**: a guide for system life cycle processes and activities. Edited by Cecilia Haskins, CSEP.INCOSE, San Diego, Jan 2010. 371 p., v. 3.2 (INCOSE-TP-2003-002-03.2).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAL (INPE). **Multimission platform specification**. Documento interno. São José dos Campos, Aug. 2001a.

_____. **Multimission platform mass budget**. Documento interno. São José dos Campos, 2001b.

_____. **Descrição detalhada de trabalho (DDT) para o fornecimento do subsistema de propulsão da plataforma Multimissão**. Documento interno. São José dos Campos, ago. 2001c.

_____. **Multimission platform mechanical architecture description**. Documento interno. São José dos Campos, Aug. 2001d.

_____. **Multimission platform thermal control analysis.** Documento interno. São José dos Campos, Aug. 2001e.

_____. **Risk analysis for the multimission platform.** Documento interno. São José dos Campos, Oct. 2001f.

_____. **Multimission platform mass properties assessment.** Documento interno. São José dos Campos, Sep. 2003.

_____. **Plano diretor 2011 – 2015.** São José dos Campos, 2011. 57 p. Disponível em: <http://www.inpe.br/noticias/arquivos/pdf/Plano_diretor_miolo.pdf>. Acesso em: 22 set. 2011.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE.LIT). **Etapas de desenvolvimento de um satélite.** Laboratório de Integração e Testes, 2011. Disponível em: <http://www.lit.inpe.br/programas_espaciais>. Acesso em: 28 dez. 2011.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE.LIT). **Medidas de propriedades de massa.** Centro de documentação (CEDOC). Laboratório de Integração e Testes, 2012.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION (ISO). **Space system – mass properties control.** ISO 22010. 14 p. 2007.

KAKIZAKI, M. **Propriedades de massa.** INPE, São José dos Campos, dez. de 2011. Entrevista técnica concedida a Paulo Vinicius Jeronimo.

KRUGLIANSKAS, I. Engenharia simultânea e técnicas associadas em empresas tecnologicamente dinâmicas. **Revista de Administração**, v. 30, n. 2, p. 25-38, São Paulo abr./jun. de 1995. Disponível em: <<http://www.rausp.usp.br/download.asp?file=3002025.pdf>>. Acesso em: 7 jun 2010.

LEGGERINI; M. R. C.; KALIL, S. B. **Capítulo IV - Geometria das massas.** Estruturas I, Faculdade de Arquitetura, PUCRS, 2003. Disponível em: <http://www.feng.pucrs.br/professores/kalil/Estruturas_I/Capitulo_04_2003-2.pdf>. Acesso em: 20 jul. 2010.

LEY, W.; WITTMANN, K.; HALLMANN, W. **Handbook of space technology.** Chichester, West Sussex, UK: John Wiley & Sons, 2009. 906 p. ISBN (978-0-470-69739-9).

LINO, C. O. **Conceito e métodos de verificação.** Montagem, integração e testes de veículos espaciais - CSE-302-4. Curso de pós-graduação em engenharia e tecnologia espaciais, INPE, São José dos Campos, nov. 2009a.

LINO, C. O. **Campanha de lançamento.** Montagem, integração e testes de veículos espaciais - CSE-302-4. Curso de pós-graduação em engenharia e tecnologia espaciais, INPE, São José dos Campos, nov. 2009b.

LONG, J. **Relationships between common graphical representations in system engineering.** Vitech Corporation, 2002. 10 p.

LOUREIRO, G. **QFD auxiliado por computador em abordagens por engenharia simultânea.** 1992. 292 p. Dissertação (Mestrado em Ciências na Área de Mecatrônica e Dinâmica de Sistema) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos, 1994.

LOUREIRO, G. **A systems engineering and concurrent engineering framework for the integrated development of complex products.** Tese (Doctorate in Manufacturing Engineering). Loughborough University, Loughborough, England, 1999.

LOUREIRO, G. **Introdução à engenharia de sistemas espaciais.** Curso de pós-graduação em engenharia e tecnologia espaciais, INPE. São José dos Campos: INPE, mar. 2010a. Notas de aula.

LOUREIRO, G. Lessons learned in 12 years of space systems concurrent engineering. In: International Astronautical Congress, 61, 2010, Prague, CZ. **Proceedings...** Prague: International Astronautical Federation, 2010b (IAC-10-D1.5.2).

LOUREIRO, G; SILVA, L. A.; JERONIMO, P. V. Space payload Aquarius instruments systems and AIT concurrent engineering. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS (IAC), 62., 2011, Cape Town, Africa do Sul. **Proceedings...** Paris, França: International Astronautical Federation, 2011.

MATHEWS, G. Mass properties engineering: An overview. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 57, 1998, Wichita, Kansas. **Proceedings...** Wichita: SAWE paper No 2414, 18-20 May, 1998.

MORGAN, J. The systems engineering role in mass properties. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 59, 2000, St. Louis, Missouri. **Proceedings...** St. Louis: SAWE paper No 3008, 5-7 June, 2000.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **System engineering handbook**. (NASA/SP-2007-6105 Rev1). Washington, DC, 2007.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **Mass vs. weight**. 2009. Disponível em:
<http://www.nasa.gov/pdf/591747main_MVW_Intro.pdf>. Acesso em: 16 mar. 2014.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). **Team hubble: Servicing missions**. Disponível em:
<http://hubblesite.org/the_telescope/team_hubble/servicing_missions.php>. Acesso em: 17 mar. 2014.

OHANIAN III, O. J. **Mass Properties calculation and fuel analysis in the conceptual design of uninhabited air vehicles**. 2003. 114 p. Thesis (Master of Science in Mechanical Engineering) - Faculty of Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, 2003. Disponível em:
<<http://scholar.lib.vt.edu/theses/available/etd-12122003-10057/unrestricted/Thesis.pdf>>
Acesso em: 20 jul. 2010.

OGLIARI, A.; BACK, N.. **Gerenciamento do desenvolvimento de produto**. Cap. 4 – Desenvolvimento do Produto: Engenharia Simultânea. Programa de Pós-Graduação de Engenharia Mecânica. Universidade Federal de Santa Catarina. 2000. Disponível em
<http://alvarestech.com/temp/PDP2011/emc6605.ogliari.prof.ufsc.br/Restrito/DES_PRO_ES_TEXTO_GDP.pdf> Acesso em: 12 set. 2011.

PAPANASTASIOUS, A.; EDMOUNDSON, S. Mass distribution, weight and center of gravity application using CATIA V5. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 68, 2009, Wichita, Kansas. **Proceedings...** Wichita: SAWE paper No 3475, 18-20 May, 2009.

PETERSON, J.; RATZ, O. G.; TREGO, A. Development and implementation of a space system mass properties process. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 67, 2008, Seattle, Washington. **Proceedings...** Seattle: SAWE paper No 3008, 17-21 May, 2008.

PIRK, R. **Meio de ensaios de medidas físicas, precisão das medições, adaptação às necessidades futuras**. 1997. 104 p. Mestrado (Ciências e Técnicas Aeronáuticas e Espaciais) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos, 1997. Disponível em: <http://www.bd.bibl.ita.br/tde_busca/arquivo.php?codArquivo=251>. Acesso em: 16 jun. 2010.

RAY, G. ISS mass properties analysis process. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 65, 2006, Valencia, California. **Proceedings...** Valencia: SAWE paper No 3382, 20-24 May, 2006.

ROMANO, L. N. **Princípios para a implementação da engenharia simultânea**. 2000. 75 p. Monografia (Pós-graduação em Tópicos Especiais em Projetos de Sistemas Mecânicos) - Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC). Florianópolis, 2000.

SCHAUS, V.; FISCHER, P.; LÜDTKE, D.; BRAUKHANE, A.; ROMBERG, O.; GERNDT, A. **Concurrent engineering software development at German aerospace center: status and outlook**. 2010. Disponível em: <http://elib.dlr.de/65913/1/SCHAUS_PAPER.pdf>. Acesso em: 17 dez. 2011

SILVA JR, A. C. **Montagem, Integração e testes de veículos espaciais**. CSE-302-4. Curso de pós-graduação em engenharia e tecnologia espaciais, INPE, São José dos Campos, nov. 2009

SILVA JR, A. C. **Desenvolvimento integrado de sistemas espaciais - design for AIT-projeto para a montagem, integração e teste de satélites D4AIT**. versão: 2011-12-21. 455 p. Tese (Doutorado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Área de Produção) - ITA, São José dos Campos, 2011. Disponível em: <http://www.sophia.bibl.ita.br/biblioteca/index.asp?codigo_sophia=61555>. Acesso em: 23 set. 2012.

SILVA, E. L.; MENEZES, E. M. **Metodologia da pesquisa e elaboração de dissertação**. 4 ed. rev. atual. Florianópolis, SC: UFSC, 2005. 138p.

SILVA, L. A.; JERONIMO; P. V.; LOUREIRO, G. System concurrent engineering of space payload design Aquarius instrument. In: ISPE INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONCURRENT ENGINEERING, 18., 2011, Massachusetts. **Proceedings...** Massachusetts: Springer, 2011.

SMC SYSTEMS ENGINEERING. **Primer & handbook: concepts, processes, and techniques**. 3.ed. Space & Missile Systems Center, U.S. Air Force. 2005. 351 p.

SOCIETY OF ALLIED WEIGHTS ENGINEERS (SAWE). **Recommended practice number 2: Guidelines for mass properties control on international space & missile systems**. Los Angeles, CA, r. 1995.

_____. **Recommended practice number 8: Weight and balance data reporting forms for aircraft (including rotorcraft)**. Los Angeles, CA, r. A, 1997.

_____. **Recommended practice number 6:** Standard coordinate systems for reporting the mass properties of flight vehicles. La Mesa, CA, r. 1999.

_____. **Recommended practice number 7:** Mass properties management and control for military aircraft. Los Angeles, CA, r. D, 2004.

_____. **Technical overview document:** Overview of mass properties engineering for vehicle systems. Los Angeles, CA, 2010. 18 p. (number CDTO-1). Disponível em: <http://www.sawe.org/files/TO1_1FEB2011.pdf>. Acesso em: 29 dez. 2011.

_____. **Weight engineer's handbook.** Los Angeles, CA, revised 2011.

_____. **Recommended practice number 11:** Mass properties control for space vehicle. Los Angeles, CA, r.C – Committee Draft, 2012.

_____. **Functional recommended practice number _:** Mass properties estimation. Los Angeles, CA, Not yet Baselined.

SOCIETY OF ALLIED WEIGHTS ENGINEERS (SAWE); INCOSE (INTERNATIONAL COUNCIL ON SYSTEMS ENGINEERING). **Mass properties engineering functional recommended practice:** Risk management. Draft, r.0.02, 2005.

SOUZA, P. N. **A concepção do sistema, a arquitetura dos satélites e seus subsistemas.** Curso Introdutório em Tecnologia de Satélite. São José dos Campos, 2008.

SOUZA, P. N. **Histórico do programa espacial brasileiro.** Curso introdutório em tecnologia de satélite. São José dos Campos: INPE, 2009.

SPACE ELETRONICS. **How to measure moment of inertia through the center of gravity:** even without knowing the center of gravity location. S/d. Disponível em: <<http://www.space-electronics.com/KnowHow/MOIthroughCG.php>> Acesso em: 28 nov. 2011.

VELDEN, C. V. der; BIL, C.; YU, X. A knowledge-based approach to design automation of wire and pipe routing through complex aerospace structures. ISPE INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONCURRENT ENGINEERING, 18., 2011, Massachusetts. **Proceedings...** Massachusetts: Springer, 2011.

VENEGAS, P. A. **Momento de inércia**: experimento 3. UNESP. S/d. Disponível em: <<http://pablo.fc.unesp.br/Experimento-3-Momento-Inercia.pdf>>. Acesso em: 20 jul. 2010.

WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. (eds.). **Space mission analysis and design**. 3. ed. El Segundo, CA: Microcosm Press, 1999. 987 p. ISBN (1-881883-10-8).

WIENER, K. H. The role of mass properties measurement in the space mission. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 64, 2005, Annapolis, Maryland. **Proceedings...** Annapolis: SAWE paper No 3354, 16-18 May, 2005.

WISEGEEK. **What is concurrent engineering**: clear answers for common questions. 2003. Disponível em <<http://www.wisegeek.com/what-is-concurrent-engineering.htm>>. Acesso em: 16 jan. 2011.

YASSUDA, I. S.; PERONDI, L. F. Estudo comparativo entre a gestão de projetos no setor espacial conforme o padrão ECSS e projetos realizados pelo INPE. In: WORKSHOP EM ENGENHARIA E TECNOLOGIA ESPACIAIS, 1., 2010, São José dos Campos. **Anais...** São José dos Campos: INPE 2010. Disponível em: <<http://mtc-m19.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m19/2011/03.03.14.59.46/doc/03.03.14.59.46.pdf>>. Acesso em: 12 abr. 2011.

ZIMMERMAN, R. L.; TERRY, K. M. The secret life of the center of gravity. In: ANNUAL CONFERENCE OF THE SOCIETY OF ALLIED WEIGHT ENGINEERS, INC., 69, 2010, Virginia Beach, Virginia. **Proceedings...** Virginia Beach: SAWE paper No 3491, 23-26 May, 2010.

ZHOU, J.; CARMI, S.; LAU, A.; KOULAS, S. Concurrent engineering concepts applied to concurrent education and research. In: ISPE INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONCURRENT ENGINEERING, 3., 1996, Ontario. **Proceedings...** Ontario: Springer, 1996.

APÉNDICE A

PROGRAMA ESPACIAL

PLANO DE VERIFICAÇÃO DE PROPRIEDADES DE MASSA (*TEMPLATE*)

XXX0000-PVT-000-RXX

Mês dia, ano

SUMÁRIO

A1. INTRODUÇÃO	181
A2. LISTA DE ABREVIATURA	181
A3. DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA	182
A3.1. Documentos aplicáveis	182
A3.2. Documentos de referência	182
A4. MÉTODO DE VERIFICAÇÃO DE PROPRIEDADES DE MASSA	182
A4.1. Lista de componentes (conjuntos, subconjuntos e partes)	182
A4.2. Requisitos a serem verificados	183
A4.3. Precisão e tolerância de hardware	183
A4.4. Métodos de medidas e justificativas para o método selecionado	183
A4.5. Equipamentos	184
A4.6. Referência do sistema de coordenadas (triedro de referência)	184
A4.7. Método ou processo recomendado para garantir uma verificação apropriada	185

A1. INTRODUÇÃO

Este documento é um *template* para a elaboração do plano de verificação de propriedades de massa com as informações que, no mínimo, deverá conter para o desenvolvimento dessas atividades. O documento é baseado nas informações contidas no item 5.2.2 do DR1 e do Apêndice A do DR2, não devendo ser utilizado como um exemplo completo, mas como uma formatação básica para o plano de verificação das propriedades de massa. O propósito do plano de verificação de propriedades de massa é providenciar um documento com informações suficiente para a verificação dos parâmetros de propriedades de massa de um sistema espacial.

A2. LISTA DE ABREVIATURA

AIAA	American Institute of Aeronautics and Astronautics
ANSI	American National Standards Institute
CG	Centro de Gravidade
FBS	Functional Breakdown Structure
MGSE	Mechanical Ground Support Equipment Equipamento de Suporte Mecânico
MOI	Moment of Inertia Momento de Inércia
POI	Product of Inertia Produto de Inércia
SAWE	Society of Allied Weights Engineers

A3. DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA

A3.1. Documentos aplicáveis

DA1 – Space system – Mass properties control – ISO 22010, 2007.

DA2 – Recommended practice number 11: Mass properties control for space vehicles. SAWE, 2000.

DA3 – Recommended practice number 7: Mass properties management and control for military aircraft. SAWE, 2004.

A3.2. Documentos de referência

DR1 – Recommended practice for mass properties control for satellites, missiles and launch vehicles – ANSI/AIAA R-020A-1999.

DR2 – Mass properties control for space vehicles – MIL-HDBK-1811, 1998.

A4. MÉTODO DE VERIFICAÇÃO DE PROPRIEDADES DE MASSA

O plano de verificação inclui uma descrição geral do método selecionado para verificação de cada parâmetro de propriedades para análise de desempenho, análise de estabilidade e controle, ou outras análises que requerem dados de propriedades de massa como entradas. O plano corresponde ao processo para a verificação das propriedades de massa, seja por meio de análise ou teste de partes, subconjunto ou submontagem e para o sistema como um todo, e deve ser concebido ainda nas fases iniciais de desenvolvimento do sistema espacial.

A4.1. Lista de componentes (conjuntos, subconjuntos e partes)

O plano de verificação deverá conter uma lista detalhada de todas as componentes (conjuntos, subconjuntos e partes) que compõe o sistema espacial. Poderá ser utilizada

uma FBS (*Functional Breakdown Structure*) para decompor o sistema em suas partes. Essa decomposição, também, pode ser realizada na forma de matriz.

A4.2. Requisitos a serem verificados

Devem ser levantados e descritos os requisitos que satisfaçam as condições para a verificação dos parâmetros de propriedades de massa que incluem a massa, centro de gravidade (CG), momento de inércia (MOI), ou produto de inércia (POI). Os requisitos devem incluir condições ambientais (sala limpa, temperatura, umidade), calibração do equipamento de testes, definição do critério de sucesso do teste, número mínimo de medidas, disponibilidade de equipamento de suporte mecânico (MGSE), e todos os requisitos que julgar necessário.

A4.3. Precisão e tolerância de hardware

O plano deverá conter a precisão para verificação (análise e teste) e as tolerâncias de propriedades de massa para cada componente do sistema espacial (requisitos do programa).

A incerteza global do sistema de medição deve ser realizada a partir de dados de calibração e análise de erros sistemáticos. A análise do sistema de medição deve indicar possíveis fontes de erro aleatório, o método de estimação e possível efeito sobre a precisão da medição para obter um valor para a incerteza global do processo de medição. A análise também deverá indicar a relação da incerteza com a precisão requerida, e também, deverá ser comparado a os limites de incerteza global com a tolerância de desempenho do sistema a ser medido.

A4.4. Métodos de medidas e justificativas para o método selecionado

A verificação pode ser realizada por meio dos métodos analíticos, por ensaio, ou por uma combinação de ambos. A seleção dos métodos para a verificação das propriedades de massa deve ser justificado, documentado e aprovado. Os métodos de verificação devem ser selecionado nas etapas iniciais de desenvolvimento do sistema espacial para

que tenha tempo hábil para a aquisição, modificação ou preparação de equipamentos de medição, verificação de MGSEs e a disponibilidade ou escolha do local de teste.

Os métodos de verificação selecionados devem ser consistentes com requisitos de propriedades de massa, que segue;

- a. objetivos das medições, incluindo a execução da medição e a precisão requerida;
- b. descrição da configuração de teste (setup de teste), incluindo o local do teste, o sistema de medição proposto, equipamentos utilizados, dimensões pertinentes, triedro de referência do espécime sob medida (sistema, conjuntos ou partes), e o controle do ambiente (sala limpa, temperatura e umidade);
- c. procedimento para a realização da medição e o número de medições necessária (média das medições) e requisitos para a realização das medições;
- d. programação e procedimento de calibração dos instrumentos de medições.

A4.5. Equipamentos

Os equipamentos que serão utilizados devem ser descritos e detalhados com as informações de identificações (equipamento, modelo, n° de série, configuração, outros), incluindo programa e dados de calibração, e incertezas de medições. Devem ser descritos os meios necessários (MGSE) e suas identificações para as realizações das medições. Deve ser elaborado um cronograma e descrito as disponibilidades de cada equipamento e seus status durante o período programado para a execução das medições.

A4.6. Referência do sistema de coordenadas (triedro de referência)

Um diagrama ou esboço deverá ser elaborado de modo representar à localização e orientação e as coordenadas de referência do sistema utilizado para relatar as propriedades de massa do sistema espacial. Se tratar de conjuntos ou partes, o triedro de referência deve ser paralelo ao eixo de referência do sistema global considerando sua posição de montagem.

A4.7. Método ou processo recomendado para garantir uma verificação apropriada

Para garantir uma verificação adequada, todos os passos de verificação, seja ele por análise ou teste, devem ser documentados por meio de relatórios e pelo acompanhamento do pessoal responsável (engenheiro de propriedades de massa ou mecânico, garantia da qualidade ou do produto). Esses relatórios devem conter no mínimo as seguintes informações:

- a. explicação de possíveis desvios do plano de verificação;
- b. resumo de dados;
- c. avaliação dos resultados;
- d. conclusão final dos resultados;
- e. Recomendações;

APÊNDICE B

IAC-10-D1.5.2

LESSONS LEARNED IN 12 YEARS OF SPACE SYSTEMS CONCURRENT ENGINEERING

G. Loureiro

Brazilian Institute for Space Research (INPE), Brazil, geilson@lit.inpe.br
Technological Institute of Aeronautics (ITA), Brazil, geilson@ita.br

A space systems concurrent engineering approach was presented at IAC1998, in Melbourne, Australia. The approach was used, from there on, on satellites and its subsystems architecting phase at INPE, in Brazil. This paper presents how the approach evolved towards pragmatism, systemization and automation in the last 12 years, justifies the evolution and derives lessons learned from the evolution process. The systems concurrent engineering approach was based on a so called total view framework and on a so called concurrent structured analysis method. The approach consists of analyzing stakeholders, requirements, functional concept and implementation architecture, simultaneously, for product, its life cycle processes and their performing organizations at every layer of the systems breakdown structure. Evolution includes: the realization of stakeholder analysis, functional analysis and physical architecture analysis, separately, for each system life cycle process; a new hazard, risk and exception analysis approach; a systematic treatment for states and modes; integrated product and organization modeling using a computer tool. The paper provides a list of lessons learned from the application of the initial and of the evolved approach.

I. INTRODUCTION

This paper builds upon the work published in the IAC 1998, in Melbourne and later published in *Acta Astronautica*¹. The framework and method presented in that work was applied to more than two hundred examples from 1999 to 2010. As a consequence, the framework and method evolved over the years. This paper puts together the lessons learned that supported that evolution.

The paper presents in Section II, the traditional systems engineering and concurrent engineering shortfalls that justify a systems concurrent engineering approach. Sections III and IV revisit the total view framework and the concurrent structured analysis method that integrated systems engineering and concurrent engineering for integrated complex product development. Section V presents an evolved version of the framework and method. Section VI puts together the lessons learned that supported that evolution. Section VII draws some conclusions.

II. TRADITIONAL SYSTEMS ENGINEERING AND CONCURRENT ENGINEERING

Space products are complex². They are multidisciplinary products, they must cope with extreme environmental conditions over their life cycle (vibration, temperature ranging from -196Celsius to +150 Celsius in vacuum), they must undergo very strict assembly, integration and testing (AIT) procedures. AIT organizations are worth the order of hundred million dollars. Two ton satellites may take the order of 18 months just for the AIT process. There are many opportunities to improve productivity over satellite life

cycle if a concurrent engineering approach takes place from the beginning of the satellite architecting stage.

Traditional systems engineering approaches do not provide an overall view of the system during its various life cycle processes. They focus on an operational product development starting from product concept of operations. They also focus on the development organization that must be put in place in order to assure that the product meets its operational requirements^{3,4,5,6}. A product has life cycle processes other than operations and it must be recognized from the outset in order to promote gains in productivity in the product development organization, by the avoidance of late changes, and in other product life cycle process organizations, as the product will be developed taking into consideration their requirements. Life cycle process organizations themselves can be developed simultaneously to product development, when they are part of the scope of the whole product development effort.

For example the NASA systems engineering handbook⁶ states that systems engineering focuses on the development and the realization of a final product. Modern commercial standards, such as EIA 632³, state that systems engineering focuses on the operations product and on capturing requirements for the other product life cycle processes. In other words, these requirements are captured not to impact product development. The product will be systems engineered with operations in mind. When its architecture (and maybe detailed design) is defined, then life cycle processes requirements are captured to be implemented in life cycle process performing organizations. This paper proposes a method to take into consideration the

impact of these organizations on the product during the product architecting process.

Conceptually, concurrent engineering acknowledges benefits of anticipating life cycle process requirements to the early stages of product development. For space products, these early stages are the system architecting phases. A systems approach requires life cycle process requirements to be balanced in the beginning of the product development process. Concurrent engineering, however, in practice, treats life cycle processes separately and optimizes product design seeking each life cycle process productivity increase. For example, DFA optimizes for assemblability, QFD, for customer satisfaction, DFI, for inspectability, and so on. Also, concurrent engineering is, in practice, applied to parts design and not to systems composed of many integrated parts⁷. This paper proposes how the concurrent engineering concept can be used for systems engineering.

III. TOTAL VIEW FRAMEWORK IN 1998¹

In order to move from requirements to attributes in the integrated product development process, it is proposed here a total view approach. The total view approach aims to help to manage the complexity associated not only with a product itself complex, but also with the interactions among the product, its life

cycle processes and organization attributes. Figure 1 presents a framework for the total view approach, hereafter, called total view framework.

The 'total view framework' is a modeling framework that integrates the product, its life cycle processes and their performing organizations (e.g. product development organization, production organization) throughout the requirements, functional and physical analysis processes, at all levels of the product hierarchy, deriving attributes as emergent properties of a whole integrated system.

IV. THE CONCURRENT STRUCTURED ANALYSIS METHOD IN 1998¹

The 'concurrent structured analysis method', within the 'total view framework', consists of the concurrent modeling of a product, its life cycle processes and their performing organization throughout the requirements analysis, functional analysis and physical analysis processes. Figure 2 provides an overview of the method applied to a given layer of the system under development. This is an iterative process and the processes used will be essentially the same at each layer in the system hierarchy. The method is a structured way of deriving requirements and product, process and organization attributes.

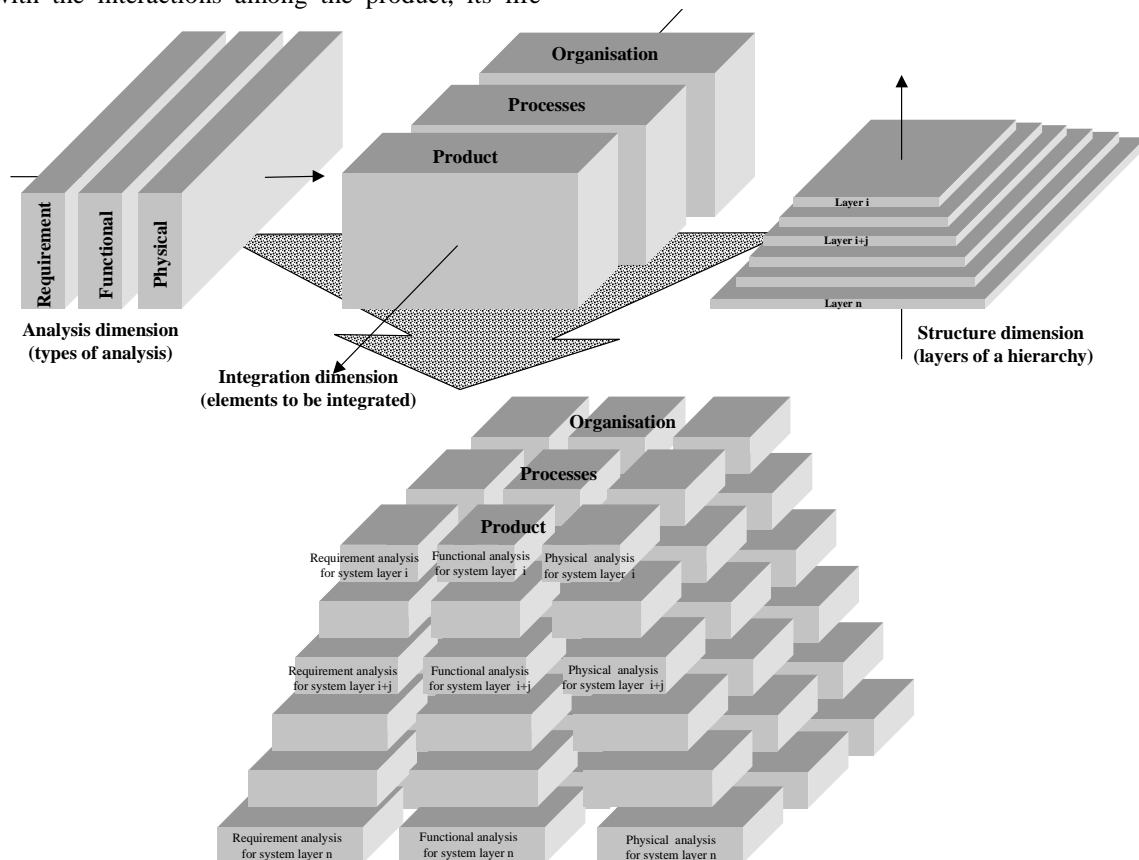


Fig. 1: The total view framework

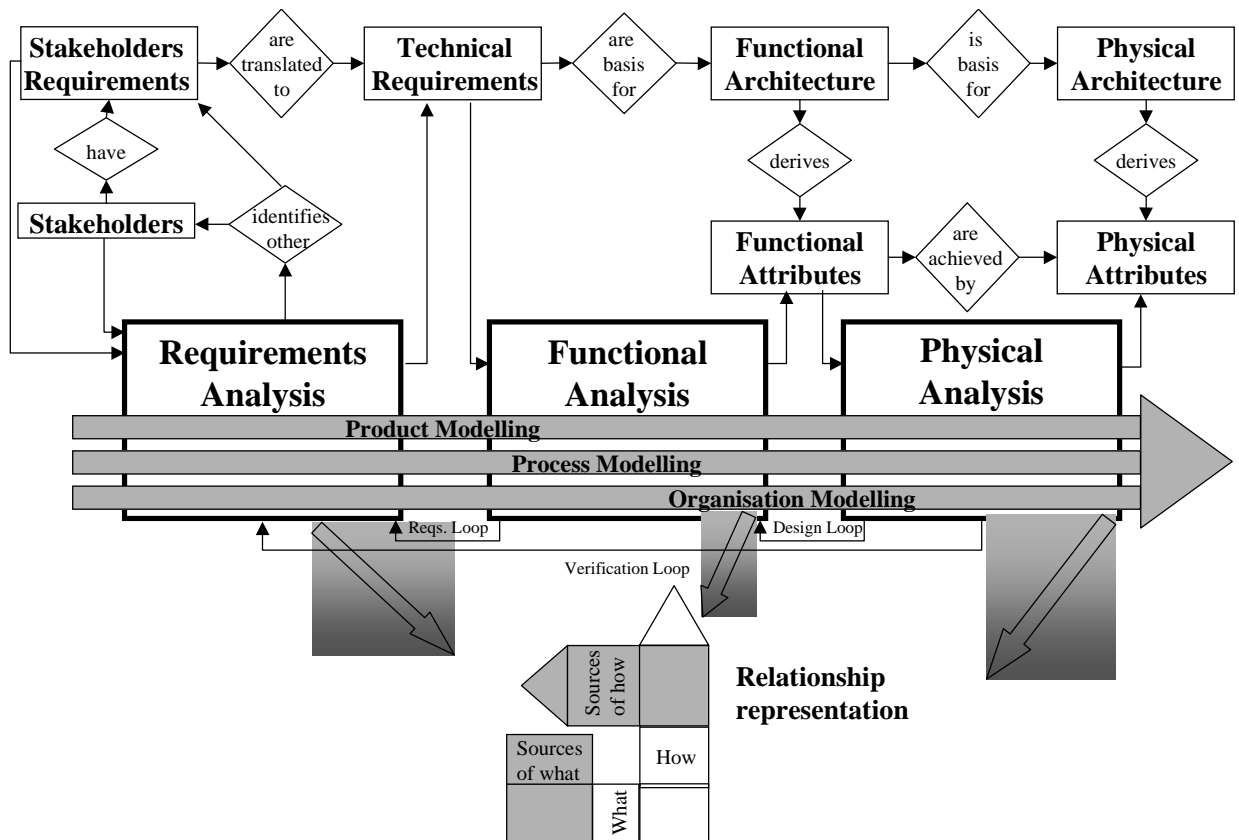


Fig. 2: Method overview – method applied at a given system layer

Requirements analysis is triggered by the identification of some initial and obvious stakeholders and their needs expressed by stakeholder requirements. The requirements analysis process then identifies other stakeholders, their concerns and their requirements. As part of the analysis process, in the stakeholder requirements set, functions, performance, conditions, constraints, assumptions and goals are identified. These are then stated in clear, unambiguous, and measurable technical terms constituting the technical requirements set.

Functional analysis translates the technical requirements into a functional architecture, from which functional attributes are derived. Functional attributes describe each element in the functional architecture. The functional architecture describes the functional arrangements and sequencing of sub-functions resulting from decomposing the set of system functions to their sub-functions. Functional analysis is performed without consideration of a design solution.

Physical analysis translates the functional architecture into a physical architecture from which physical attributes are derived. Physical attributes describe each element of the physical architecture. The physical architecture provides an arrangement of

elements, their decomposition, interfaces (internal and external), physical constraints, and designs.

The analysis process proposed in Figure 2 intends to provide a structured and iterative definition of the problem and development of the solution. The iterative nature of the analysis process is characterized by the requirements, design and verification feedback loops in Figure 2. The requirements loop represents the fact that, for example, as new functions are identified, new derived requirements will need to be defined to quantify the functionality. The design loop ensures that as design decisions are made, specific functions, particularly at the lower levels, will be added or rearranged. The verification loop ensures that the solution domain maps correctly to the problem domain. The feedback to requirements indicates the need to confirm (or verify) that proposed solutions meet the requirements.

Requirements, functional and physical analysis processes are carried out through the simultaneous modeling of product, process and organization. As requirements and attributes are identified, the relationships among them can also be. The matrix at the bottom of Figure 2 represents, essentially, relationships among requirements and attributes.

V. THE SYSTEMS CONCURRENT ENGINEERING APPROACH IN 2010

Figure 1 presents the total view framework evolved from Loureiro (1999)⁸. It has three dimensions.

Each dimension addresses one complexity factor⁹. The analysis dimension addresses the variety factor. Along the analysis dimension, it is deployed what must be analysed in order to develop a complex product. A systems engineering process consists of stakeholder analysis, requirements analysis, functional analysis and implementation or physical analysis. The integration dimension addresses the connectedness factor. It defines what must be integrated along an integrated product development process: product elements and organization elements. Organization here refers to the organizations that perform product life cycle processes. Product elements and organization elements are the system elements. The structure dimension addresses the disorder factor. According to Alexander¹⁰ all structures evolve into a hierarchy. System breakdown structures are also represented in hierarchies.

Figure 2 provides an overview of the method evolved from Loureiro (1999)⁸. Stakeholder analysis, requirements analysis, functional analysis and implementation (or physical) analysis is performed, simultaneously, for the product under development and its life cycle process performing organizations. The analysis processes are performed at each layer of the system breakdown structure. For example, if a car is the product under development, the analysis processes are performed at the car layer, at the powertrain layer, at the engine layer and so on.

Figure 3 details the concurrent structured analysis method showing how to incorporate the concurrent engineering concept in the systems engineering process:

Step 1: Identify the product mission, the product life cycle processes and their scenarios and, the scope of the development effort. Product mission refers to the product purpose or reason of being. Life cycle process scenarios are the alternatives in each process (for example, preventive or corrective maintenance) or the decomposition of a process (for example, advanced technology development, process engineering as components of the development process). The scope of the development effort consists of the life cycle processes or their scenarios that the development organization is also responsible for accomplishing. For example, EMBRAER is responsible for developing aircraft but is also responsible for providing maintenance services.

Step 2: Identify product stakeholders and their concerns for each product life cycle process scenario.

Product stakeholders are the people who affect or are affected by the product during its life cycle. Product stakeholders are identified per life cycle process scenario. Identify organization stakeholders and their concerns for each process within the scope of the development effort. Organization stakeholders are the people who affect or are affected by the business of the organization in question. Organization stakeholders are identified per life cycle process scenario within the scope of the development effort. From stakeholder concerns, stakeholder requirements are identified and measures of effectiveness (MoEs) are derived. MoEs must measure how the system meets the stakeholder requirements. From stakeholder requirements, functions, performance and conditions are identified. The definition of what functions the system will perform, how well the system is going to perform such functions and under which conditions comprise the requirements analysis process. Requirement analysis transform stakeholder requirements into system requirements. System requirements will be met not only by product elements but also by organization elements.

Step 3: Identify functional context for product at each life cycle process scenario and for organization at each life cycle process scenario within the scope of the development effort. Functional context defines the function performed by the system element and identifies the elements in the environment of the system. The environment of the system contains the elements outside the system function scope and that exchanges material, information and energy flows with the system. Those flows define logical interface requirements. Environment elements may have different relevant states. Sets of environment element states are called circumstances. The system must have different modes depending on the circumstances. Behaviour modelling is required to show under which conditions system mode and system state transition occurs. Functions are identified per mode. Functions are identified from outside in by identifying which responses the system is supposed to give to deal with each stimulus provided by the environment elements. For each function, performance requirements are identified. Circumstances, flows between the system and the environment and function failures are sources of hazards. Risk analysis is performed on each identified potential hazard and exception handling functions are also identified at this stage.

Step 4: Identify implementation architecture context for product at each life cycle process scenario and for organization at each life cycle process scenario within the scope of the development effort. Physical connections between the system and the environment

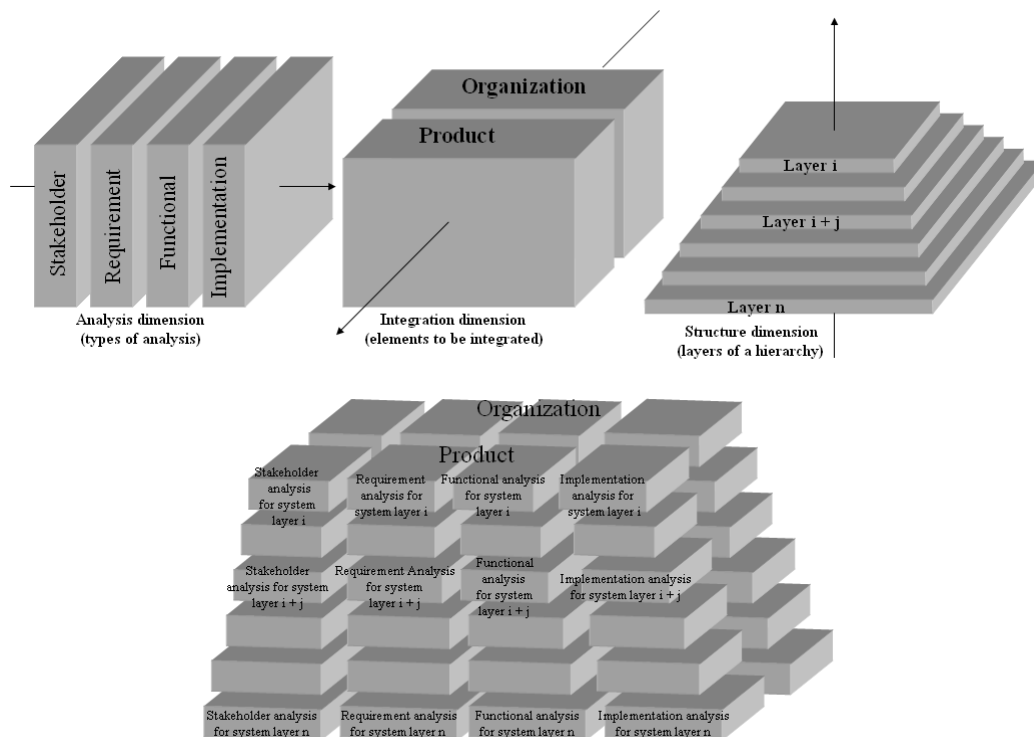


Figure 1. A framework to address complexity in complex product development – the total view framework

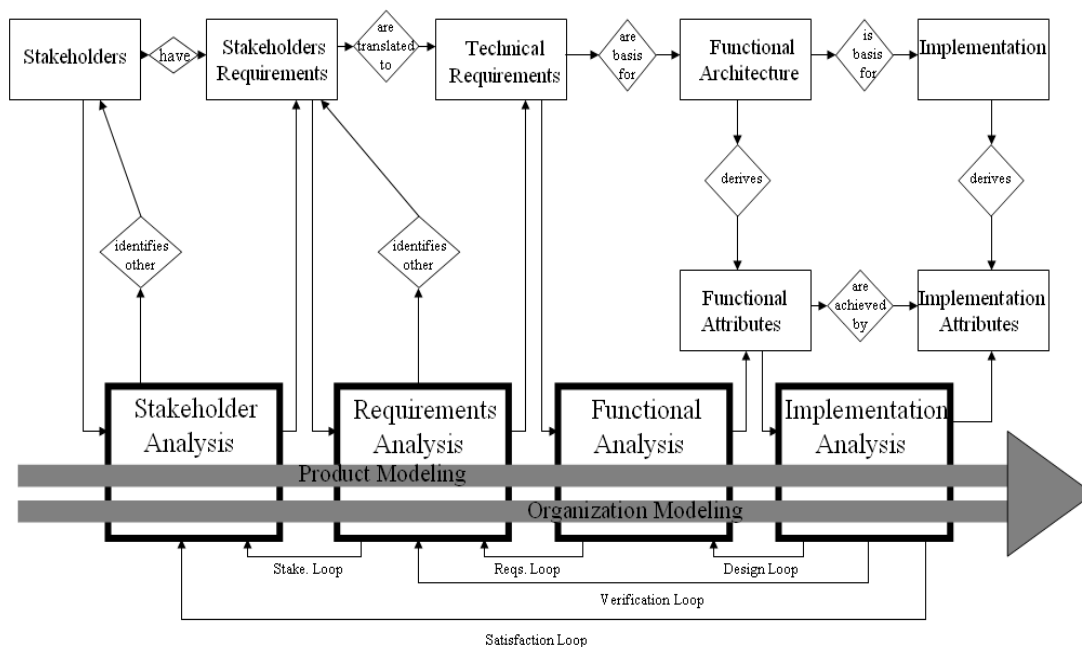


Figure 2. A method within the total view framework – the concurrent structured analysis method

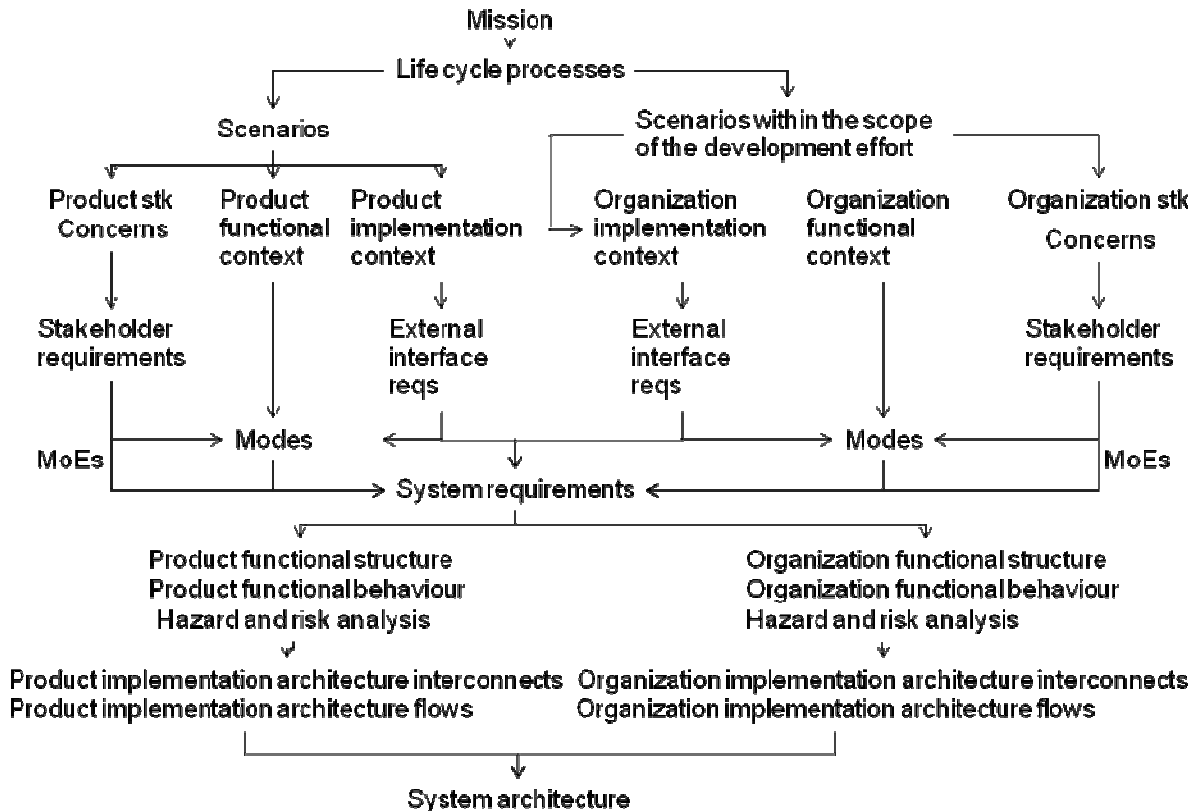


Figure 3. The system concurrent engineering method in detail

elements define the physical external interface requirements. Physical parts are identified. Physical internal interfaces are defined by architecture connections and architecture flows among those parts. Allocation matrix relates physical parts and physical interfaces to the functions and functional flows.

IV. EXTRACT OF LESSONS LEARNED

Lesson 1: To ensure mission success, a system mission must be defined from the instant in time the product elements of the system are ready to accomplish the mission up to the point when the product elements are decommissioned or discarded;

Lesson 2: The result of the systems engineering effort is a system solution comprised of product and organization elements. Product elements and some organization elements implement operational life cycle processes. Other organization elements implement the non-operational life cycle processes;

Lesson 3: Life cycle processes are the functions of the product elements and of the organization elements;

Lesson 4: Product elements of the system must undergo stakeholder analysis, functional context analysis and implementation context analysis for each life cycle process scenario. If, in a given scenario, a product has more than 10 stakeholders, or more than 10 elements in the product environment, then the scenario must be further decomposed;

Lesson 5: Organization elements of the system must undergo stakeholder analysis, functional context analysis and implementation context analysis for each life cycle process scenario within the scope of development effort. If, in a given scenario, an organization has more than 10 stakeholders, or more than 10 elements in the organization environment, then the scenario must be further decomposed;

Lesson 6: Elements in the environment of a system element in a given scenario have states. Sets of those states are the circumstances the system faces along its

life. Relevant circumstances impose different modes of that scenario. Some circumstances are hazardous;

Lesson 7: Failures in the flows of energy, material and information between a system element and its environment are hazardous;

Lesson 8: Functional analysis must identify first the essential functions or technology independent functions of the system, second technology non-specific functions of the system (includes functions derived from hazard analysis and from interface requirements), third the technology dependent functions of the system (depending on the chosen technology additional failure modes and interface requirements are imposed onto the system);

Lesson 9: Functional decomposition leads to the continuation of hazard analysis, now investigating what happens in case of an internal function failure and providing the additional functions to mitigate risk.

Lesson 10: Stakeholder analysis must precede requirements analysis. Stakeholder analysis will identify stakeholders, its concerns and it will also measure success from a stakeholder satisfaction or dissatisfaction point of view (the measures of effectiveness). Measures of effectiveness are decomposed up to the point they are objectively measurable. At that point, values are attributed to the measures. Measures with values are stakeholder requirements that must be traded off in order to define which ones will be further analyzed to generate system requirements. Capabilities desired by the stakeholders will derive the future functional requirements of the system. Constraints imposed by the stakeholders will derive the future performance requirements of the system. Conditions imposed by stakeholders will derive states and modes of the system;

Lesson 11: States refer to the process or overall function the system is performing in a given instant of time and modes refer to the different ways that process or overall functions can be internally executed.

Examples of the implementation of such lessons can be found in references 21, 22, 23, 24 and 25. The paper IAC-10-D1.6.9 presents the use of a computer tool to support the method evolution.²⁶

V. CONCLUSIONS

This paper compiled some lessons learned in 12 years of space systems concurrent engineering. It presented how the total view framework and structured analysis method evolved from 1998 up to 2010. The method had been applied to around 200 examples of applications, not only from the space sector. The result of those exercises are the lessons learned compiled in this paper.

VI. ACKNOWLEDGEMENTS

The author would like to thank ITA and INPE for the opportunities to apply the total view framework and

concurrent structured analysis method to around 200 examples of applications over the past 12 years. The authors would also like to thank INPE and CNPq for supporting Geilson Loureiro's participation in the IAF conference organization effort. The authors would also like to thank CAPES and ITA for paying the registration fees of the 2010 IAC.

VII. REFERENCES

1. Loureiro, G. A systems engineering and concurrent engineering for the integrated development of space products. IN: *Acta Astronautica*, Elsevier, Amsterdam, 2002, Vol. 47, pp. 425-35. ISSN: 0094-5765.
2. Stevens R, et al. *Systems engineering: coping with complexity*. London: Prentice Hall Europe, 1998.
3. Electronic industries alliance. EIA-632: process for engineering a system. Arlinton, 1997.
4. European cooperation for space standardization. ECSS-E-ST-10C: space engineering: system engineering general requirements. Noordwijk: ESA, 2009.
5. Institute of electrical and electronics engineers. *Systems engineering: application and management of the systems engineering process*. New York: IEEE, 2005.
6. National aeronautics and space administration. *Nasa systems engineering handbook*. Washington, 2007.
7. Huang GQ. *Design for x: concurrent engineering imperatives*. London: Chapman Hall, 1996.
8. Loureiro G. *A systems engineering and concurrent engineering framework for the integrated development of complex products*. Ph.D. thesis, Loughborough University, 1999.
9. Hitchins DK. *Getting to grips with complexity*. In: proceedings of the 2nd annual conference of the incose – UK chapter, 1996.
10. Alexander C. *Notes on the synthesis of the form*. Harvard university press. Cambridge, USA, 1964.
11. LOUREIRO, G., Fulindi, J. B., Fidelis, L. A. O., Fernandes, D., Semabukuro, R., LINO, C. O. *Systems Concurrent Engineering for the Conception of a Hybrid Vehicle* In: 17th ISPE International Conference on Concurrent Engineering, 2010, Cracóvia.
12. LOUREIRO, G., Fulindi, J. B., Arandiga, D., Miura, A. E. M. M., Arandiga, F. *Systems Concurrent Engineering of a Turbo-generator* In: 17th ISPE International Conference on Concurrent Engineering, 2010, Cracóvia. *Proceedings of the 17th ISPE International Conference on Concurrent Engineering: New World Situation New Directions on Concurrent Engineering*. Londres: Springer Verlag, 2010.
13. LOUREIRO, G., Fulindi, J. B., Ferreira, E. Z., Silvério, E., Leão, M. S. *Systems concurrent engineering of an electric bike* In: 17th ISPE International Conference on Concurrent Engineering, 2010, Cracóvia.

14. LOUREIRO, G., Fulindi, J. B., Romero, A. G., Kucinskis, F. N., Lemonge, C. E. A., Vazquez, R. F., Miyashiro, M. A. S. Systems Concurrent Engineering of an Electrical Ground Support Equipment for an On-Board Computer In: 17th ISPE International Society for Productivity Enhancement, 2010, Cracóvia.
15. LOUREIRO, G., Fulindi, J. B., Gonzales, J., Trivelato, L., Eller, M., Montandon, V. S. Systems Concurrent Engineering to Develop a Green Car In: 17th ISPE International Conference on Concurrent Engineering, 2010, Cracóvia. 17th ISPE International Conference on Concurrent Engineering: New World Situation New Directions in Concurrent Engineering. Londres: Springer Verlag, 2010.
16. Fulindi, J. B., LOUREIRO, G., LOURES DA COSTA, L.E.V. CONCURRENT SYSTEMS ENGINEERING OF A MICROSATELLITE LAUNCH VEHICLE In: 61st International Astronautical Congress, 2010, Praga. Proceedings of the 61st International Astronautical Congress. Paris: International Astronautical Federation, 2010. IAC-10-D1.6.9