



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2012/10.08.14.39-TDI

MÉTODO DE AUXÍLIO À CONCEPÇÃO DE PLATAFORMAS APLICADAS À FAMÍLIA DE SATÉLITES

Otávio Luiz Bogossian

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais/ Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelos Drs. Geilson Loureiro, e Roberto Vieira da Fonseca Lopes, aprovada em 17 de outubro de 2012.

URL do documento original:

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

INPE
São José dos Campos
2012

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:

Vivéca Sant´Ana Lemos - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2012/10.08.14.39-TDI

MÉTODO DE AUXÍLIO À CONCEPÇÃO DE PLATAFORMAS APLICADAS À FAMÍLIA DE SATÉLITES

Otávio Luiz Bogossian

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologias Espaciais/ Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelos Drs. Geilson Loureiro, e Roberto Vieira da Fonseca Lopes, aprovada em 17 de outubro de 2012.

URL do documento original:

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

INPE
São José dos Campos
2012

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Bogossian, Otávio Luiz.

B634m Método de auxílio à concepção de plataformas aplicadas à família de satélites / Otávio Luiz Bogossian. – São José dos Campos : INPE, 2012.

xxiv + 215 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2012/10.08.14.39-TDI)

Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologias Espaciais/ Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012.

Orientadores : Drs. Geilson Loureiro, e Roberto Vieira da Fonseca Lopes.

1. plataformas. 2. família de satélites. 3. arquitetura de satélites. 4. desenvolvimento sequencial. I.Título.

CDU 621.383.51

Copyright © 2012 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita do INPE, com exceção de qualquer material fornecido especificamente com o propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2012 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming, or otherwise, without written permission from INPE, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.

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

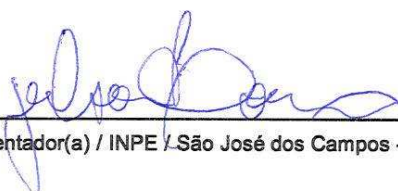
Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Gerenciamento de Sistemas
Espaciais

Dr. Leonel Fernando Perondi




Presidente / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Geilson Loureiro



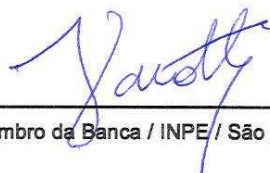
Orientador(a) / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Roberto Vieira da Fonseca Lopes



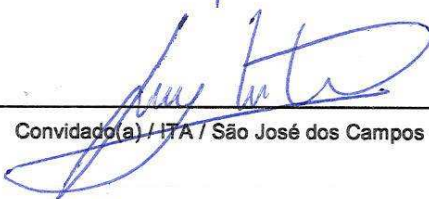
Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Sebastião Eduardo Corsatto Varotto



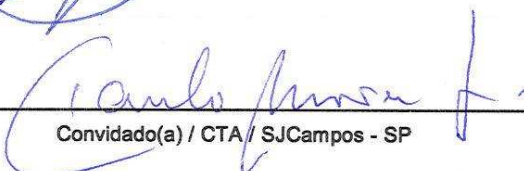
Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Luís Gonzaga Trabasso



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

Dr. Paulo Moraes Junior



Convidado(a) / CTA / SJCampos - SP

Este trabalho foi aprovado por:

() maioria simples

() unanimidade

Aluno (a): Otávio Luiz Bogossian

São José dos Campos, 17 de Outubro de 2012

“Na vida, todos os dias temos decisões pessoais a tomar que podem ter resultados positivos ou negativos. O risco de ser negativo associado ao tamanho da perda devem ser significativamente compensado pelos benefícios, vantagens ou prazer, caso contrario não tome a decisão porque não valerá a pena”.

O. L. Bogossian

Primeiramente dedico este trabalho aos meus filhos, genro, nora e netos para que eles sigam o meu exemplo de perseverança no alcance de seus objetivos. Por mais adversidades que possam aparecer na vida de cada um, sempre é possível sobrepo-lás, enquanto houver vontade.

Dedico também este trabalho aos meus colegas tecnologistas das diversas áreas envolvidas no desenvolvimento e operação de satélites. Muitos deles já se aposentaram e outros estão muito próximo de fazê-lo. Apesar de não terem sido apropriadamente valorizados pela enorme dedicação e capacidade, eles vão ser sempre lembrados. Aos que ainda estão tentando obter a valorização pela obtenção de títulos, que meu exemplo sirva de motivação e ganhem um impulso para atingir este objetivo.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos professores pelo apoio na fase mais adversa da minha vida, me estimulando para continuar.

Ao grande amigo Edgardo Roggero da Conae pelo grande apoio nas questões vinculadas à estrutura, não somente fazendo uma reunião comigo como também me enviando um resumo de 14 páginas de como tratar o assunto.

Aos colegas do INPE que me forneceram dados sobre a PMM tanto pelo provimento de documentos, informações, recursos financeiros, disponibilidade para executar este trabalho e pela disponibilização do próprio tempo deles. São estes:

Sebastião E. C. Varotto – Diversas informações sobre a estrutura e sobre a PMM (várias reuniões) e disponibilização de documentos da PMM;

Valentino Lau (várias reuniões sobre a modelagem matemática dos painéis e confecção de um modelo de elementos finitos do modelo de plataforma utilizado);

Arcelio Louro – Informações sobre o balanço de potência e eficiências do painel solar;

Guilherme Venticinque – Por sugestões de como transformar a penalização da proteção dos componentes à radiação;

Luiz C. G. Torres - Pelas informações das asas e painéis solares da PMM;

Adenilson da Silva – Por informações sobre o programa de cálculo das doses dos componentes e disponibilização de documentos da PMM;

Valcir Orlando – Pelas discussões sobre o ajuste de órbita coplanar e a relevância do ajuste de mudança de plano;

Petronio N. de Souza – Pelo apoio do LIT durante o período que estive desenvolvendo a maior parte deste trabalho e pelo apoio financeiro para apresentar um dos artigos derivados deste trabalho;

Gilberto Camara – Pelo apoio no período que estive vinculado à direção como também pelo apoio financeiro para apresentar um dos artigos derivados deste trabalho;

Mario M. Quintino - Pelo apoio global da coordenação da ETE ao projeto, permitindo que os diversos servidores me prestassem as informações necessárias para conduzir este trabalho.

Agradeço aos meus dois orientadores **Geilson Loureiro** e **Roberto V. F. Lopes** pelas diversas recomendações, avaliações das versões preliminares deste trabalho bem como dos artigos e apresentações efetuadas. Eles disponibilizaram um tempo precioso para permitir que pudesse concluir com sucesso este trabalho.

Finalmente agradeço à toda família Inpeana e em particular ao diretor Leonel Perondi. Todos de forma direta ou indireta ajudaram para que eu concluísse com sucesso este trabalho.

RESUMO

Este trabalho objetiva apresentar o Método de Auxílio à Concepção de Plataformas Aplicada a Família de Satélites. A falta de uma medida de penalidade que avalie a perda de desempenho do uso de plataformas para o desenvolvimento de famílias de satélites, estimulado pelo processo sequencial de desenvolvimento desta família, poderá acarretar uma perda significativa do desempenho da plataforma e, por consequência, de toda a família de satélites. O método, com base na abrangência de missões espaciais e nas características da plataforma, avalia a eficiência da plataforma na fase de concepção do projeto, em termos da massa adicional requerida pelos equipamentos da plataforma para fazer frente às melhores e piores condições ambientais. O método abrange o arrasto e torque aerodinâmicos, o campo magnético terrestre, o eclipse e a capação de energia Solar, a dose de radiação acumulada pelos componentes eletrônicos e o efeito na estrutura da adoção de diversos lançadores. Com base nesta avaliação e em um processo iterativo, o projetista da plataforma ajusta a abrangência ao nível adequado de eficiência. A aplicabilidade e simplicidade do uso do método é demonstrado pelos resultados da sua aplicação a um caso real, o do projeto Plataforma Multi-Missão (PMM). O método é uma ferramenta útil para o Balanceamento da Abrangência com a Eficiência (CBfE) cobrindo uma lacuna existente no processo de desenvolvimento de plataformas.

METHOD TO SUPPORT THE PLATAFORM CONCEPTION FOR A SATELLITE FAMILY

ABSTRACT

This work aims to present the Method to Support the Platform Conception for a Satellite Family. The lack of a penalty measurement to assess the performance loss of the use of platforms to develop a satellite family, stimulated by the sequential development process of this family, could reduce significantly the platform performance and, as a consequence, the satellite family. The method, taking into account the space missions comprehensiveness and the platform characteristics, assesses the platform efficiency at the project conception phase, in terms of the additional mass required by the platform equipment to cope with the best and worst environment condition cases. The method covers the aerodynamics drag and torque, the Earth magnetic field, the eclipse and Sun energy absorption, the cumulated radiation dose absorbed by the electronic components and the effect on the structure to be prepared for several launchers. Based on this assessment and on an interactive process, the platform designer tunes the comprehensiveness with the suitable level of efficiency. The method applicability and simplicity of use is demonstrated by means of its application on a real case, the MultiMission Platform project (PMM). The method is a useful tool for the Comprehensiveness Balance for Efficiency (CBfE) covering an existing lack on the platform development process.

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 3.2.1 – Etapas do método	33
Figura 3.2.2 – Entradas e saídas do método.....	35
Figura 3.3.1 – Posicionamento do método no processo de desenvolvimento..	37
Figura 3.5.1 – Estrutura do método.....	43
Figura 3.5.2 – Exemplo de capacidade específica	44
Figura 3.6.1 – Modelo básico para captura das ineficiências.....	48
Figura 3.7.1– Modelo de captura das ineficiências das asas solares.....	49
Figura 3.7.2– Modelo de captura das ineficiências das asas solares.....	50
Figura 3.8.1 – Modelo de captura da ineficiência da proteção contra o efeito da radiação	54
Figura 3.9.1 – Modelo de referência da plataforma.....	57
Figura 3.9.2 – Estrutura do material sanduíche.....	58
Figura 3.9.3 - Interface interna	58
Figura 3.9.4 – Interface vinculada ao quadro	59
Figura 3.9.5 – Deslocamento do painel de fundo para o primeiro modo longitudinal	60
Figura 3.9.6 – Modelo de captura da ineficiência da estrutura mecânica.....	63
Figura 4.1.1 – Sistema de referência	66
Figura 4.2.1 – Manobras na mudança de órbitas circulares.....	73
Figura 4.2.2 – Média orbital de painéis solares em satélites apontados para Nadir.....	75
Figura 4.8.1 – Placa equivalente ao material sanduíche.....	92
Figura 4.8.2 – Intensidade de deslocamento do painel de fundo	95
Figura 4.8.3 - Modelo equivalente circular para ponto de maior tensão.....	96
Figura 4.8.4 – Modelo circular considerado	100
Figura 5.2.1 – Linha de tendência para um caso do tanque	116
Figura 5.2.2 – Linha de tendência para um caso da roda de reação	118
Figura 5.2.3 – Linha de tendência para um dos casos da bobina magnética.	119
Figura 5.2.4 – Linha de tendência da área dos painéis para um dos casos...	121
Figura 5.2.5 – Linha de tendência da massa da bateria para um dos casos .	123

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1.1- Abrangência do método	29
Tabela 4.8.1 – Desvio entre os modelos para $R=0,2$ m	101
Tabela 4.8.2 - Desvio entre os modelos para $R=0,3$ m	101
Tabela 4.8.3 – Autovalores para as relações entre raios	103
Tabela 4.9.1 – Escolha do melhor caso por órbita	109
Tabela 4.9.2 – Valores máximos e ineficiência por órbita	110
Tabela 4.9.3 – Resultado consolidado do método	110
Tabela 5.2.1- Massa do tanque para os diversos casos	116
Tabela 5.2.2 – Massa das rodas de reação para os diversos casos.....	118
Tabela 5.2.3 – Massa das bobinas de torque magnético para os diversos casos	119
Tabela 5.2.4 – Área útil requerida pelos painéis para os diversos casos.....	120
Tabela 5.2.5 – Num. painéis por asa e massa para os diversos casos.....	122
Tabela 5.2.6 – Massa das baterias para os diversos casos.....	123
Tabela 5.2.7 – Blindagem adicional requerida pelos diversos casos	125
Tabela 5.2.8 – Massa total de blindagem para os diversos casos	126
Tabela 5.2.9 – Diferença de massa da estrutura para os melhores e piores casos dos Lançadores	126
Tabela 5.3.1 – Massas dos equipamentos por caso	128
Tabela 5.3.2 –Máximo e Ineficiência por caso	129
Tabela 5.3.3 – Ineficiências independentes e resumo global.....	129
Tabela 5.3.4 – Efeito da diminuição da altitude.....	130
Tabela 5.3.5 – Efeito da aumento da altitude.....	132

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
ETE	Engenharia e Tecnologia Espaciais
LIT	Laboratório de Integração e Testes
DSE	Divisão de Sistemas Espaciais
CNES	Centre National d'Etudes Spatiales
NORAD	North American Aerospace Defense Command
NASA	National Aeronautics and Space Administration
STK	Satellite Tool Kit
AGI	Analytica Graphics, Inc.
PMM	Plataforma Multi-Missão
PRIMA	Piattaforma Riconfigurabile Italiana Multi-Applicativa
GTO	Geostationary Transfer Orbit
SSO	Sun Synchronous Orbit
SADA	Solar Array Drive Assembly
ASI	Agenzia Spaziale Italiana
PROTEUS	Plateforme Reconfigurable pour l'Observation, les Télécommunications Et les Usages Scientifiques
CBfE	Compehensiveness Balance for Efficiency
ECSS	European Cooperation for Space Standarization
FDM	Fator de Dimensionamento Múltiplo
FDU	Fator de Dimensionamento Único

TID	Total Ionizing Dose
SPENVIS	Space Environment, Effect, and Education System
ESA	European Space Agency
NASTRAN	NASA Structural Analysis
MECB	Missão Espacial Completa Brasileira
μ	Constante de atração do corpo principal considerando-o esférico e homogêneo. Corresponde ao produto da constante de gravitação universal (G) com a massa do corpo em quilogramas. Para a Terra seu valor aproximado é de 398.600 km ³ /s ² .
G	Constante de gravitação universal no valor aproximado de 6,67x10 ⁻¹¹ m ³ /km.s ² .
π	Constante Pi adimensional no valor de 3,141592..

SUMÁRIO

	Pág.
1 INTRODUÇÃO	1
1.1. Objetivo	1
1.2. Motivação	1
1.3. Objetivos específicos	3
1.4. Metodologia.....	3
1.5. Estrutura do trabalho	5
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	7
2.1. Família de produtos baseada em plataforma para aplicações gerais	9
2.2. As missões espaciais e seus produtos associados.....	10
2.3. Processo de definição da família de produtos nas aplicações gerais	12
2.4. Processo de definição da família de produtos nas aplicações	
espaciais	14
2.5. Benefícios e penalidades do uso de plataformas.....	15
2.6. Plataformas espaciais desenvolvidas.....	18
2.7. Funcionalidades disponíveis nos programas-produto do mercado	19
2.7.1. Quartz – EADS/Astrium	20
2.7.2. FreeFlyer 6.0 – a.i. solutions	20
2.7.3. General Mission Analysis Tool (GMAT) – NASA	21
2.7.4. Satellite Tool Kit (STK) – AGI.....	21
2.7.5. Focus LEO/MEO – GMV Aerospace and Defense S.A.	22
2.7.6. STARMAD	22
3 DESCRIÇÃO DO MÉTODO E ESCOPO	25
3.1. Abrangência do método e limitação do escopo.....	25
3.2. Etapas do método.....	32
3.3. O Método no processo de desenvolvimento.....	35
3.4. Unidade utilizada como medida de penalidade.....	38

3.5. Meio ambiente espacial considerado e seu efeito nos componentes	39
3.5.1. Configurações da plataforma	45
3.6. Modelo básico de captura das ineficiências nos equipamentos.....	46
3.7. Modelo para captura das ineficiências das asas solares.....	46
3.8. Modelo para captura das ineficiências de proteção contra o efeito de radiação.....	51
3.8.1. Conceitos e referências.....	51
3.9. Modelo de captura das ineficiências da estrutura mecânica da plataforma.....	55
3.9.1. Cargas primárias e secundárias determinantes do dimensionamento.....	55
3.9.2. Modelo de referência da plataforma.....	56
3.9.3. Modelo de captura das ineficiências.....	60
4 IMPLEMENTAÇÃO DO MÉTODO	65
4.1. Aspectos gerais	65
4.1.1. Simuladores	65
4.1.2. Sistema de referência e apontamento	66
4.2. Dimensionamento dos tanques.....	67
4.2.1. Princípio do cálculo.....	67
4.2.2. Formulação utilizada	69
4.3. Dimensionamento das rodas de reação	75
4.3.1. Princípio do cálculo.....	75
4.3.2. Fórmulas para determinação do momento angular.....	76
4.4. Dimensionamento das bobinas de torque magnético.....	80
4.4.1. Princípio do cálculo.....	80
4.4.2. Fórmulas para dimensionamento das bobinas magnéticas	81
4.5. Dimensionamento das asas de painéis solares.....	84
4.5.1. Princípio do cálculo.....	84
4.5.2. Fórmulas de dimensionamento	85

4.6. Dimensionamento das baterias	87
4.6.1. Princípio do cálculo	87
4.6.2. Fórmulas de dimensionamento	87
4.7. Dimensionamento da proteção da radiação acumulada	88
4.7.1. Valores de referência.....	88
4.7.2. Determinação da dose ionizante	89
4.7.3. Cálculo das ineficiências	90
4.8. Dimensionamento da estrutura mecânica da plataforma	91
4.8.1. Fórmulas de dimensionamento	91
4.8.1.1. Cargas quase-estáticas	91
4.8.1.2. Desacoplamento de frequências do primeiro modo.....	100
4.9. Consolidação dos resultados.....	106
5 APLICAÇÃO DO MÉTODO À PMM	113
5.1. Principais parâmetros considerados	113
5.1.1. Características da arquitetura mecânica	113
5.1.2. Características da arquitetura elétrica.....	113
5.1.3. Características das órbitas e apontamento.....	114
5.1.4. Características da proteção contra a radiação	114
5.2. Avaliação da PMM pelo método	114
5.2.1. Dimensionamento do tanque.....	114
5.2.2. Dimensionamento das rodas de reação	117
5.2.3. Dimensionamento das bobinas de torque magnético.....	117
5.2.4. Dimensionamento dos painéis solares e asas.....	120
5.2.5. Dimensionamento da bateria.....	123
5.2.6. Dimensionamento da blindagem dos componentes eletrônicos	124
5.2.7. Dimensionamento da estrutura mecânica	126
5.3. Consolidação e análise dos resultados.....	127
5.4. Exemplos de uso dos resultados	130
6 CONCLUSÕES	133

6.1. Análise	133
6.1.1. Proposta de tese	133
6.1.2. Bibliografia	134
6.2. Contribuições.....	136
6.3. Cumprimento dos objetivos	137
6.4. Melhorias e trabalhos subsequentes	138
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	143
APÊNDICE A	151
APÊNDICE B	177
APÊNDICE C	185
APÊNDICE D	189
APÊNDICE E	197
APÊNDICE F.....	207

1 INTRODUÇÃO

Esta tese versa sobre a definição de um método de auxílio ao desenvolvimento de plataformas, sendo estas o núcleo comum de uma família de satélites.

As plataformas que fazem parte do escopo desta tese produzem uma família de satélites de órbita baixa (até 1500 km), com apontamento para a Terra ou para o Sol, limitadas a 25° de inclinação para as órbitas de baixa inclinação e um conjunto de órbitas hélio-síncronas. Serão consideradas duas fases do ciclo de vida, o lançamento e a fase de operação em rotina.

O programa de pós-graduação do INPE estabelece que uma proposta de Tese deve ser desenvolvida e apresentada antes do fim do terceiro período acadêmico posterior ao último período de obtenção de créditos por meio de disciplinas. Essa proposta foi apresentada a uma banca e foi aprovada em 17/12/2009 com o título *Método de Arquitetura de Plataformas de Família de Satélites* devendo este trabalho, dentro do possível, incorporar os seus objetivos e considerações. O Apêndice A apresenta essa proposta e que serviu de base para o estabelecimento dos objetivos e definição do escopo desta Tese.

O método proposto por este trabalho foi concebido para ser aplicado à fase de concepção da plataforma (caracterizada como fase A nos projetos espaciais).

1.1. Objetivo

A tese proposta tem por objetivo geral desenvolver um método a ser utilizado na fase de concepção que permita o balanceamento da eficiência de plataformas concebidas para desenvolver e produzir famílias de satélites de órbita baixa com a abrangência em termos de parâmetros de missão e características de concepção.

1.2. Motivação

As plataformas de produto desenvolvidas para missões espaciais têm como desafio a variação significativa das características do meio ambiente nas fases

de lançamento, órbitas iniciais e a fase operacional do seu ciclo de vida. Essa variação implica em um dimensionamento dos componentes da plataforma, ou seja, componentes comuns a todas as missões, pelo pior caso, acarretando penalidades significativas. Se por um lado o benefício do uso das plataformas é amplamente ressaltado na literatura acadêmica, por outro lado as penalidades não estabelecem de forma clara, o preço desses benefícios. Quanto mais abrangente for o conjunto de missões cobertas pela plataforma, maior é a penalidade. Atualmente não se tem nenhuma medida de penalidade que permita ao projetista de plataformas, para aplicações gerais ou espaciais, balancear a abrangência da plataforma de produtos com uma medida de penalidade. No contexto espacial, o não conhecimento prévio da família de produtos a ser gerada a partir da plataforma, poderá acarretar, pelo desconhecimento das penalidades, uma tendência a aumentar a abrangência da plataforma, tornando-a significativamente ineficiente.

Constitui um desafio demonstrar a ineficiência que uma solução genérica tem embutida, tanto nas aplicações gerais quanto nas espaciais. Para as aplicações espaciais, o custo da ineficiência é bem mais relevante, considerando as limitações de massa, volume e potência nos satélites.

Para o programa espacial brasileiro, o projeto da Plataforma Multimissão constitui a infraestrutura básica para a família de satélites exclusivamente brasileiros. O programa CBERS, em cooperação com a República Popular da China, possui uma infraestrutura básica desenvolvida em parte pelo Brasil e em parte pela China, não dando autonomia ao Brasil de desenvolver missões espaciais independentes. Portanto a PMM constitui o principal meio de viabilizar missões espaciais independentes do Brasil.

O autor teve oportunidade de trabalhar na área espacial desde 1982, iniciando com o desenvolvimento do primeiro satélite brasileiro, o SCD-1, dentro da MECB. Teve também oportunidade de participar da missão espacial do primeiro satélite sino-brasileiro CBERS-1. Após um período de formação no exterior voltado para a área espacial, teve oportunidade de participar como Gerente de Projeto do satélite Franco-Brasileiro, uma plataforma multimissão

de pequeno porte, da ordem de 100 kg. Participou do Programa Brasileiro da Estação Espacial Internacional, em cooperação com a NASA, a ESA e Itália. Participou da Missão Centenário com a função de avaliar e testar os experimentos que seriam levados à bordo da Estação Espacial Internacional pelo 1º Astronauta Brasileiro. Finalmente, o autor foi designado responsável pelo planejamento dos testes a serem efetuados no satélite desenvolvido em parceria com a CONAE e NASA. Essa experiência prévia motivou e habilitou o autor deste trabalho a desenvolvê-lo.

1.3. Objetivos específicos

Para atender o objetivo geral deste trabalho apresentado na Seção 1.1, os seguintes objetivos específicos devem ser atendidos:

- a) Estabelecer os diferentes parâmetros de missão considerados pelo método (abrangência do método);
- b) Estabelecer o processo de desenvolvimento a ser considerado como referência para o método;
- c) Propor o método levando em conta os seguintes aspectos:
 - Dados de entradas disponíveis na fase conceitual;
 - Impacto da utilização de múltiplos veículos lançadores;
 - Uso de equipamentos disponíveis como herança de outros projetos;
- d) Aplicar o método.

1.4. Metodologia

Este trabalho pode ser classificado segundo o seu delineamento como uma *Pesquisa-Ação* (GIL, 2002) uma vez que constitui uma pesquisa com base empírica que é concebida e realizada em estreita associação com uma ação ou com a resolução de um problema coletivo.

Para levar adiante esta pesquisa foi necessário o desenvolvimento das seguintes etapas:

- a) **Fase exploratória** – Realizada com base em uma pesquisa bibliográfica avaliando o que foi desenvolvido em termos das plataformas de produto, tanto para as aplicações gerais quanto espaciais;
- b) **Formulação do problema** – A não existência de quantificação das penalidades aliada à indefinição da família de produtos pode levar a plataformas significativamente ineficientes;
- c) **Estabelecimento do objetivo da pesquisa-ação** – Dentro do contexto do tipo de pesquisa, corresponde ao estabelecimento dos objetivos gerais e específicos da ação. Ficou estabelecido o desenvolvimento de um método;
- d) **Realização de um seminário** – Implementado como uma proposta de tese, e a constituição de uma banca para validar a pesquisa-ação proposta;
- e) **Limitação do universo** - Para se atingir o objetivo estabelecido é necessário limitar o meio ambiente considerado (tais como órbitas, inclinações, perturbações) e seu efeito nos componentes do satélite, de todo o universo de possibilidades. Também é necessário se ter uma arquitetura de referência da plataforma a ser produzida, limitando as variantes para os casos mais comuns. Outro aspecto a destacar é a busca por uma ordem de grandeza das ineficiências determinadas sendo desnecessário resultados de alta precisão uma vez que o método será aplicado à fase conceptual. Outra limitação importante é a consideração somente dos componentes afetados significativamente pelo meio ambiente;
- f) **Definição do método de solução do problema** – Definição do processo de captura das ineficiências para cada um dos equipamentos do satélite que foram considerados a partir das melhores e piores

condições estabelecidas. Estabelecer uma unidade comum a todos os equipamentos e de referência da medida de ineficiência que seja usual no contexto espacial. O método deverá prover uma medida global de ineficiência que possa ser contrastada como a abrangência estabelecida, permitindo uma realimentação do processo de desenvolvimento da plataforma;

- g) **Implementação do método definido** – A partir do processo estabelecido de captura das ineficiências, implementar o dimensionamento para o pior e melhor caso, utilizando equacionamentos simples e disponíveis na literatura e que se aproximem o máximo dos modelos de referência utilizados. Quando necessário, utilizar simuladores para obter piores casos e valores médios, evitando o uso destes por ocasião da utilização do método. Os resultados obtidos poderão ser interpolados utilizando-se curvas de tendência apropriadas para cada caso;
- h) **Aplicação do método a um caso** - O método será aplicado a um caso concreto, obtendo seus parâmetros de entrada com base na documentação disponível ou com base em entrevistas com os projetistas. Os resultados serão avaliados subjetivamente uma vez que não existem outros meios de se comparar resultados de ineficiência. Os resultados de dimensionamento foram obtidos por equacionamento consagrados na maioria dos casos ou por simulações, utilizando programas-produto amplamente utilizados na área espacial.

1.5. Estrutura do trabalho

Este trabalho é composto dos seguintes capítulos com seus respectivos conteúdos:

- *Capítulo 2 Revisão bibliográfica* - Apresenta uma revisão bibliográfica abrangendo o conceito de plataforma de produto, as plataformas para aplicações gerais e para as espaciais, o processo de definição da família de

produtos baseada em plataforma para as aplicações gerais e para as espaciais, os benefícios e penalidades do uso das plataformas e um levantamento dos programas-produto existentes no mercado e suas funcionalidades;

- *Capítulo 3 Descrição do método proposto* – Apresenta os critérios de limitação da abrangência do método com base nos casos reais. Descreve globalmente o método proposto, posiciona o método no processo de desenvolvimento, estabelece a unidade utilizada como medida de penalidade, apresenta o meio ambiente espacial e o efeito no dimensionamento dos componentes considerados pelo método, apresenta a forma como o método incorporou as múltiplas configurações que objetivam aumentar a eficiência e os modelos para a captura das ineficiências que foram utilizados pelo método;
- *Capítulo 4 Implementação do método* – Descreve inicialmente como foi implementada a lógica para as diversas condições e a implementação dos cálculos. Em seguida descreve os simuladores e modelos do meio ambiente que foram utilizados. Estabelece o sistema de referência e os eixos de apontamento. Especificamente para cada equipamento, apresenta o princípio de cálculo e estabelece a fórmula a ser empregada para dimensionar o melhor e pior caso. Por último, os resultados produzidos pelo método implementado são analisados e são indicadas diretrizes para o uso das figuras de mérito do método;
- *Capítulo 5 Aplicação do método à PMM* - Descreve inicialmente os dados de entrada que foram fornecidos para aplicar o método e o cálculo das penalidades para cada equipamento e casos considerados. Ao final apresenta o resultado global da medida de ineficiência e uma análise de qual o impacto causado pela variação da menor altitude na eficiência da PMM;
- *Capítulo 6 Conclusões* – Apresenta as conclusões, iniciando por uma análise da proposta de tese e da bibliografia, apresenta as contribuições deste trabalho ao conhecimento, a demonstração de cumprimento dos objetivos estabelecidos e melhorias e proposta de trabalhos subsequentes.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A produção industrial em massa permitiu o barateamento dos produtos pela fabricação em grande escala. A partir desse fato algumas empresas passaram a adotar a customização em massa que objetivava atender as necessidades particulares dos seus clientes, levando em conta a eficiência da produção em massa (PINE, 1993). A customização em massa passou a produzir variantes dos produtos, sendo que essas variantes poderiam ser desenvolvidas dentro do ciclo de vida dos produtos existentes ou em sucessivas gerações (ULRICH, 1995), caracterizando os tipos de projeto em: independentes, projetos em série, projetos de melhoria e projetos de produto melhorável. Para competir no mercado, fabricantes têm buscado expandir as suas linhas de produção e diferenciação de produtos com a crença de que a grande variedade de produtos poderia estimular as vendas e gerar lucro adicional (HO e TANG, 1998).

Com o surgimento do conceito de família de produtos, foi possível alavancar o custo de produção das variedades, reusando os elementos validados (SAWHNEY, 1998). Trouxe benefícios como a redução do risco de desenvolvimento e da complexidade.

Meyer e Lehnerd (1997) definiram uma família de produtos como um conjunto de produtos similares desenvolvidos a partir de uma plataforma de produtos, dando a cada produto as características/funcionalidades necessárias para atender requisitos de clientes específicos. Eles também definiram uma plataforma de produtos como sendo um conjunto de subsistemas e interfaces desenvolvidas para formar uma estrutura comum a partir da qual uma cadeia de produtos derivados pode ser eficientemente desenvolvida e produzida.

As famílias de produtos baseadas em plataformas têm tido um grande desenvolvimento nas aplicações gerais (não espaciais), motivadas pela necessidade de se manter uma suficiente variedade de produtos (membros da família de produtos) no mercado enquanto se mantém uma economia de

escala dentro dos limites das capacidades de fabricação (ROBERTSON e ULRICH, 1998).

Conceitos como arquitetura e modularidade foram tratados por diversos autores. A arquitetura pode ser definida como o meio empregado para associar elementos funcionais a unidades físicas e a forma como essas unidades interagem (ULRICH e EPPINGER, 1995). Outro autor definiu a arquitetura em termos de arranjos funcionais (YU, GONZALEZ-ZUGASTI e OTTO, 1999). Um autor classificou a modularidade do sistema de acordo com o tipo de interface (ULRICH, 1995). Ele propôs três tipos de interface: *slot* – interfaces distintas entre os módulos; *seccional* – mesma interface entre os módulos e *barramento* - uma interface comum a todos.

Múltiplas vistas da arquitetura do produto e da plataforma foram desenvolvidas tais como necessidades dos clientes, estrutura funcional, estrutura física entre outras (ZAMIROWSKY e OTTO, 1999). A arquitetura do produto foi analisada baseada em funções, requisitos, soluções tecnológicas, concepções de produto, estratégia de produto e plataforma, bem como fabricação e montagem (MUFFATTO e ROVEDA, 2002).

A geração da família de produtos foi classificada em três grupos, um primeiro grupo baseado na arquitetura do projeto como modularidade, uso de plataformas escaláveis ou configuracionais. Um segundo grupo baseado nos parâmetros de mercado e o terceiro baseado nos aspectos técnicos tais como melhoria do processo de fabricação, redução de estoque, reutilização de componentes (BOGOSSIAN e LOUREIRO, 2011).

Os artigos citados anteriormente dão uma visão global das pesquisas realizadas, fornecendo o contexto de famílias de produtos, de plataformas e os principais conceitos, dando condições para se avaliar em detalhes, a bibliografia classificada nas seções que seguem.

2.1. Família de produtos baseada em plataforma para aplicações gerais

Duas abordagens estruturam inicialmente a pesquisa vinculada a projetos de família de produtos baseados em plataformas. Uma é a escalável (ou paramétrica) na qual parâmetros escaláveis esticam ou encolhem a plataforma de forma a atender à necessidade dos clientes (SIMPSON, MAIER e MISTREE, 2001). A outra abordagem utiliza um conjunto de componentes modulares (GONZALEZ-ZUGASTI, OTTO e BAKER, 2000; DU, JIAO e TSENG, 2001; ULRICH, 1995), caracterizada como “*configuracional*” por alguns autores, na qual cada membro é desenvolvido pela adição, subtração ou eliminação de componentes ou módulos. Nesta última abordagem destaca-se uma ferramenta para identificar os grupos de elementos que tinham alta interação de forma a agrupá-los em módulos (YU, YASSINE e GOLDBERG, 2003). Na abordagem “*configuracional*” alguns autores adicionaram, substituíram ou retiraram um ou mais módulos funcionais (DU, JIAO e TSENG, 2001) ao invés de físicos. Na abordagem escalável, destaca-se um estudo que aplica otimização multidisciplinar para determinar o efeito de uma variável de projeto escalável em múltiplos aviões que objetivam missões distintas e compartilham partes comuns (WILLCOX e WAKAYAMA, 2003).

Uma plataforma de funções também foi proposta, sendo particularmente útil quando aplicada durante a fase de projeto conceitual de um produto modular. O conceito de função é geralmente introduzido para descrever o projeto conceitual de um novo produto uma vez que poucos detalhes estão disponíveis nessa fase (WENDAN, XIANSHENG, *et al.*, 2007).

Alguns métodos de definição da família de produtos foram propostos baseados em características técnicas nas quais os membros da família de produtos são definidos baseados na tecnologia, no processo de fabricação, no processo de montagem (DE LIT e DELCHAMBRE, 2003; SIMPSON, 2004).

Vários artigos tratam das interfaces. Um deles introduz um índice de acoplamento para avaliar o nível de acoplamento entre as interfaces dos

módulos de forma a facilitar o planejamento das múltiplas gerações de produtos de uma família (MARTIN e ISHII, 2002).

Foram propostas diversas métricas abrangendo aspectos de modularidade, uso de itens comuns, variedade/"distinguibilidade", custo e lucro/valorização aplicadas ao uso das plataformas (JIANXIN, TIMOTHY e ZAHED, 2007).

No contexto da modelagem, destaca-se um estudo conceitual de modelagem de família de produtos, com particular ênfase nos problemas relacionados com a evolução das famílias de produto (MÄNNISTÖ, 2000).

A expansão da aplicação do conceito de plataforma para o processo de produção foi abordada por alguns autores identificando claramente os processos comuns à família de produtos durante a fabricação e montagem. Além dos processos também foram identificados os itens comuns nas ferramentas de produção, máquinas e linhas de montagem (MEYER e LEHNERD, 1997). Outro destaque nesse mesmo contexto é o que estabelece uma coordenação entre variedade de produto e do processo, adotando uma regra de variedade para identificar a inter-relação entre variações de produto e as do processo (JIAO, POKHAREL, *et al.*, 2005).

Finalmente, um conjunto de artigos trata da questão do suprimento e logística e que estão distantes do escopo deste trabalho (JIANXIN, TIMOTHY e ZAHED, 2007).

2.2. As missões espaciais e seus produtos associados

As missões espaciais no contexto deste trabalho são grandes empreendimentos com objetivos diversos tais como serviços de comunicação, captura de imagens da Terra, navegação e outros serviços providos de forma rotineira e operacional. Objetivam, também, aplicações científicas, em geral singulares, visando observar fenômenos da Terra, do Sol ou de outros astros, observados a partir de órbitas baixas da Terra, inferiores a 1500 km de altitude. Existem outras categorias de missões espaciais que estão fora do contexto

deste trabalho tais como estações orbitais, missões tripuladas e exploração de outros planetas utilizando robôs.

Para implementar uma missão espacial é necessário desenvolver, adaptar ou utilizar diversos sistemas, alguns deles projetados especificamente para o objetivo da missão e outros utilizados em diversas missões. Neste último caso podemos enquadrar os lançadores de satélites e a sua correspondente infraestrutura de lançamento (base de lançamento com o seu centro de controle e rastreamento) e o sistema de solo para rastreamento e controle de satélites (rede de estações de rastreamento e centro de controle de satélites).

As famílias de produtos tratadas neste trabalho constituem satélites utilizados em diversas missões espaciais de órbita baixa, utilizando como base uma plataforma de produtos. A plataforma é caracterizada por um conjunto de componentes e interfaces comuns a diversas missões, semelhante às plataformas de produtos de aplicações gerais. Os satélites tradicionalmente contêm uma parte denominada módulo de serviço (às vezes chamada de plataforma e que se confunde com o conceito de núcleo comum) que incorpora diversos subsistemas, correspondendo estes a disciplinas específicas da engenharia tais como estrutura, suprimento de energia, propulsão, controle de atitude, controle térmico, comunicação, gestão de bordo. Cada subsistema é composto por sua vez por um ou mais equipamentos, citando como exemplo o subsistema de suprimento de energia, ele contém a bateria para armazenamento de energia, o painel solar para geração de energia, os reguladores e conversores DC-DC e a distribuição e proteção (AEROSPATIALE AND SEXTANT, 1995; ALARY e LAMBERT, 2007; BUISSON, CUSSAC, *et al.*, 1998; BOUZAT, 2000; GALEAZZI, 2000; INPE, 2001a). O satélite também contém uma parte caracterizada como módulo de carga útil dando-lhe um objetivo específico. Como exemplos de componentes específicos se tem sensores, antenas, câmeras de imagem e gravadores (AEROSPATIALE AND SEXTANT, 1995; ALARY e LAMBERT, 2007; BUISSON, CUSSAC, *et al.*, 1998; BOUZAT, 2000; GALEAZZI, 2000; INPE, 2001a).

Os satélites como produtos têm características particulares quando comparados com as aplicações gerais, destacando-se a alta complexidade e o baixo volume de produção (um a dois por missão), sendo projetados para uma missão espacial particular em contraste com os produtos das aplicações gerais que são projetados para um nicho de mercado específico (GONZALEZ-ZUGASTI, OTTO e BAKER, 2000). Existem algumas exceções em relação ao volume de produção como é o caso da constelação de satélites GPS (Global Positioning System) que possui 24 satélites e Galileu que possui 27 satélites, todos esses colocados em diferentes órbitas ou fases (FOREST, 2004).

Cada missão espacial, além do satélite, estabelece um conjunto de características específicas tais como a órbita (como altitude, inclinação e ângulo do nodo ascendente), o alvo do apontamento (como Terra e Sol), a vida útil e o veículo lançador utilizado (AEROSPATIALE AND SEXTANT, 1995; ALARY e LAMBERT, 2007; BUISSON, CUSSAC, *et al.*, 1998; BOUZAT, 2000; GALEAZZI, 2000; INPE, 2001a).

No contexto de projetos exploratórios de satélites, o desafio se volta para missões menores, desenvolvimentos mais rápidos e orçamentos menores (GONZALEZ-ZUGASTI e OTTO, 2000). O aumento no número de missões leva os projetos a aumentar o reuso e uso de componentes comuns, e portanto, à necessidade de explorar a aplicabilidade de projetos baseados em plataformas.

O mercado de satélites de comunicação foi analisado por alguns autores com o objetivo de desenvolver estratégias de alavancagem em diversos segmentos. Esses autores apresentaram uma ferramenta para desenvolver uma arquitetura de uma linha de produtos de satélites com uma abordagem de otimização multiobjectivo com algoritmo genético (HASSAN, WECK e SPRINGMANN, 2004).

2.3. Processo de definição da família de produtos nas aplicações gerais

Um assunto muito estudado é a definição e o posicionamento da família de produtos. Esses estudos objetivam planejar a carteira de produtos com base

nas possíveis expectativas dos clientes. Uma das técnicas introduziu grades de segmentação do mercado para alavancar famílias de produtos entre os múltiplos segmentos de mercado (MEYER e LEHNERD, 1997). Uma evolução da família de produtos baseada em plataformas foi mapeada considerando extensões e melhorias (MEYER e UTTERBACK, 1993) e uma metodologia para maximizar os componentes comuns também foi proposta (DAHMUS, GONZALES-ZUGASTI e OTTO, 2001). Uma abordagem do ponto de vista de marketing e vendas foi proposta com a definição da família de produtos baseada nas características funcionais associada a grupos de clientes (AGARD e KUSIAK, 2004).

O esforço de desenvolvimento que suporta a criação da família de produtos, segundo alguns autores, é direcionado às necessidades de nichos de mercado específicos com os produtos sendo criados de forma relativamente independente (BOAS e CRAWLEY, 2007).

A definição da carteira de produtos com base nas expectativas dos clientes e a segmentação do mercado (MEYER e LEHNERD, 1997) permitem desenvolver a plataforma tendo como referência os potenciais membros da família de produtos a ser desenvolvida. O desenvolvimento da plataforma com base em uma família conhecida de produtos é denominado por alguns autores de desenvolvimento paralelo enquanto que o desenvolvimento da plataforma a partir do primeiro membro da família de produtos é denominado sequencial (BOAS e CRAWLEY, 2006; BOAS e CRAWLEY, 2007). O desenvolvimento sequencial tem o inconveniente de a plataforma ser fortemente baseada no primeiro produto da família. Para o caso de sistemas complexos é muito difícil se ter a família completa de produtos previamente estabelecida. Um dos poucos exemplos que contraria essa abordagem é o do programa Joint Strike Fighter, onde os três membros da família foram previamente concebidos e somente então a plataforma foi estabelecida. Um exemplo de desenvolvimento sequencial é o da família Boeing 777 (BOAS e CRAWLEY, 2006). No Brasil se tem o exemplo do ERJ 135 da Embraer e que produziu uma família de aviões

em desenvolvimento sequencial com os aviões ERJ 135/140/145 e 145XR e Embraer 170/175/190 e 195.

A realidade do esforço de desenvolvimento da família de produtos, especialmente aquelas associadas com produtos complexos tais como aviões e veículos, é a adoção do modelo de desenvolvimento sequencial (BOAS e CRAWLEY, 2007).

2.4. Processo de definição da família de produtos nas aplicações espaciais

Nas aplicações espaciais a abordagem mais comum é o desenvolvimento independente de satélites (GONZALEZ-ZUGASTI, OTTO e BAKER, 2000) o que corresponde ao desenvolvimento de um satélite específico para cada missão (não considerando ainda o uso de plataformas de produto). Esta abordagem é a mais eficiente uma vez que o projeto é desenvolvido especificamente para a missão estabelecida, tendo o compromisso único e exclusivo de atender os requisitos dessa particular missão. Isso é viável uma vez que cada missão, é de alta complexidade e muito baixo volume. Os tempos de desenvolvimento dessa abordagem levam pelo menos quatro anos podendo se estender a dez anos.

Um aspecto relevante a destacar quanto ao processo de definição da família de produtos é que para aplicações gerais essa definição tem um forte componente que é o mercado como se pode concluir nos diversos estudos (MEYER e LEHNERD, 1997; MEYER e UTTERBACK, 1993; DAHMUS, GONZALES-ZUGASTI e OTTO, 2001; AGARD e KUSIAK, 2004; BOAS e CRAWLEY, 2007). Essa característica permite que a família de produtos seja estabelecida previamente baseada nos diferentes requisitos de cada nicho de mercado. Ela também facilita a avaliação da melhor abordagem para o projeto da família de produtos (características comuns aos vários produtos) e para os aspectos técnicos (processos de fabricação comuns, estoque, logística, etc.). Segundo Boas e Crawley (2006) o processo de desenvolvimento de produtos complexos é basicamente seqüencial, o que corresponde a dizer que não se tem uma

visão completa da família de produtos quando se desenvolve o primeiro produto. Isto também fornece dados para os aspectos técnicos e, possivelmente, o processo de fabricação deverá sofrer impactos quando forem produzidos os membros seguintes da família.

A introdução do conceito de plataforma de produtos no contexto espacial objetiva explorar os aspectos comuns dos produtos (satélites) de cada missão. Devido aos longos prazos de desenvolvimento, não se tem uma clara visão da potencial família de produtos a ser gerada mas o objetivo de se reutilizar componentes nas futuras missões tanto quanto possível, continua sendo buscado (BOGOSSIAN e LOUREIRO, 2011).

Como foi demonstrado por Bogossian e Loureiro (2011), a abordagem de desenvolvimento seqüencial é frequentemente aplicada ao desenvolvimento de plataformas de produtos utilizadas para desenvolver famílias de satélites. Esta abordagem foi aplicada à plataforma PROTEUS desenvolvida pelo CNES (AEROSPATIALE AND SEXTANT, 1995; DECHEZELLES e HUTTIN, 2000; GRIVEL, DOULLET, *et al.*, 2000), para a plataforma da linha de produtos Myriade também do CNES (BUISSON, CUSSAC, *et al.*, 1998; BOUZAT, 2000; CUSSAC, BUISSON e PARROT, 2004), para a plataforma PRIMA da ASI/Alenia (GALEAZZI, 2000) e para a plataforma PMM do INPE (INPE, 2001a). Após a definição da plataforma a partir do primeiro produto (satélite), a abordagem usual é a imposição de requisitos limitantes aos membros seguintes da família de produtos de forma a enquadrar as novas missões, na capacidade da plataforma (BOGOSSIAN e LOUREIRO, 2011), tais como órbitas abrangidas, precisão de apontamento, lançadores disponíveis, limites de massa e potência das cargas úteis, limites de propelente.

2.5. Benefícios e penalidades do uso de plataformas

Um aspecto importante no projeto de uma plataforma é o processo de desenvolvimento ou de geração de variedade, como é frequentemente denominado. O desenvolvimento paralelo de produtos, ou seja, desenvolvimento de vários membros da família em paralelo fornece um quadro

mais preciso das discussões de benefícios e penalidades do uso da plataforma quando comparado com o desenvolvimento sequencial, ou seja, o desenvolvimento de cada membro da família de produtos um após o outro (BOAS e CRAWLEY, 2007).

Portanto é essencial se estabelecer o processo de desenvolvimento adotado antes de desenvolver qualquer método de balanceamento de benefícios/abrangência e penalidades.

Os benefícios do uso das plataformas de produto são amplamente divulgados como a redução do custo incremental para atingir um particular nicho de mercado, redução de custo e de esforço de desenvolvimento. Componentes e processos de montagem desenvolvidos para um produto não necessitam ser desenvolvidos e testados para o outro produto. O investimento para a produção é reduzido, máquinas, ferramentas e o tempo de engenharia são compartilhados por um alto volume de produção (da parte comum) além de redução de custo de logística, estoque, distribuição e risco associados ao desenvolvimento de novos produtos (ROBERTSON e ULRICH, 1998).

As vantagens do uso das plataformas de produto foram enfatizadas também com exemplos bem sucedidos em diversas indústrias (GONZALEZ-ZUGASTI, OTTO e BAKER, 2000). Tendo o uso das plataformas sido indicado como componente chave para o desenvolvimento de uma estratégia bem focada das empresas (MEYER e LEHNERD, 1997; WHEELWRIGHT e CLARK, 1992).

Alguns artigos não destacam as penalidades mas sim o desafio de se planejar os produtos e mercados associados e qual a arquitetura da plataforma a ser adotada (ROBERTSON e ULRICH, 1998).

Os benefícios estabelecidos por ROBERTSON e ULRICH (1998) pela adoção de plataformas se aplicam às variantes propostas mas as penalidades associadas ao desenvolvimento da plataforma não são claramente estabelecidas (BOAS e CRAWLEY, 2007).

Os benefícios são amplamente mencionados por alguns autores, afirmando que, além dos benefícios já citados, incorporam a redução do custo de desenvolvimento, fabricação e operação com base na reutilização e economia de escala (GONZALEZ-ZUGASTI e OTTO, 2000) e como penalidades foram destacadas de forma genérica como a diminuição do desempenho quando comparado com o desenvolvimento específico.

Outro destaque genérico de penalidade pelo uso de plataformas foi a necessidade de se ter uma arquitetura aberta para desenvolver novos produtos. Essa arquitetura acarreta produtos mais pesados (MOSFFATTO, 1999).

Poucos artigos destacam as verdadeiras vantagens e contrapartidas do uso de plataformas de produtos (BOAS e CRAWLEY, 2007). Entre estes se destacam as menções a perda de desempenho em relação a produtos desenvolvidos de forma independente (WENDAN, XIANSHENG, *et al.*, 2007; GONZALEZ-ZUGASTI e OTTO, 2000).

Segundo alguns autores os benefícios são temperados por penalidades de desempenho que poderiam negativamente afetar a receita e poderia aumentar a complexidade programática associada à vinculação de dois projetos já complexos (BOAS e CRAWLEY, 2007). Esse assunto não tem sido apropriadamente tratado na literatura acadêmica e representa uma oportunidade para melhoria do entendimento gerencial da tomada de decisão (BOAS e CRAWLEY, 2007) e se acredita ser verdadeira a afirmação de que o desempenho dos membros da família é reduzido quando comparados ao desenvolvimento independente.

As pesquisas vinculadas à análise e otimização de famílias de produtos baseadas em plataformas é bem intensa, entretanto os métodos propostos necessitam melhor entender as penalidades de desempenho associadas (BOAS e CRAWLEY, 2007). As plataformas precisam ser comparadas a um *projeto ideal* que represente o esforço de desenvolvimento independente sem os requisitos que limitam a plataforma.

Alguns autores consideram que muitos conjuntos de produtos (famílias) como o caso dos satélites, não possuem um atributo único sempre crescente que pudesse representar o desempenho requerido e que abranja o produto completamente (GONZALEZ-ZUGASTI e OTTO, 2000).

2.6. Plataformas espaciais desenvolvidas

Alguns estudos de plataformas de famílias de satélites foram desenvolvidos pela área acadêmica com o intuito de levar conceitos de plataformas em aplicações gerais para as aplicações espaciais.

Um desses estudos analisou o mercado e estabeleceu estratégias de alavancagem em diversos segmentos para o desenvolvimento de uma ferramenta de arquitetura de uma linha de produtos com otimização multiobjectivo, utilizando um algoritmo genético, para estimação de desempenho dos satélites de comunicação geoestacionários (HASSAN, WECK e SPRINGMANN, 2004).

Outro estudo propõe que a família de produtos seja concebida inicialmente missão a missão, ou seja, como produtos independentes e posteriormente introduz o conceito de plataforma, concebendo de novo a família de produtos com base em várias arquiteturas de plataformas. O resultado é um conjunto de soluções candidatas para a plataforma e com base nos diferentes atributos e uma otimização multiobjetivo, com base em pesos, ponderação de objetivos e variáveis de projeto (GONZALEZ-ZUGASTI e OTTO, 2000; GONZALEZ-ZUGASTI, OTTO e BAKER, 2000). Esse método parte do princípio que toda a família de produtos é conhecida e o desenvolvimento será paralelo.

As agências espaciais iniciaram o desenvolvimento de várias plataformas objetivando atender diversas missões espaciais. Destacam-se duas plataformas da agência espacial francesa (CNES), uma para satélites de médio porte denominada Proteus (AEROSPATIALE AND SEXTANT, 1995; LANDIECH e DOUILLET, 2004; DECHEZELLES e HUTTIN, 2000; ROUGERON, 2000; GRIVEL, DOUILLET, *et al.*, 2000) e uma segunda para

satélites de pequeno porte (micro satélites) denominada Myriade (ALARY e LAMBERT, 2007; TATRY, PARROT, *et al.*, 2000; BOUZAT, 2000; BUISSON, CUSSAC, *et al.*, 1998; CUSSAC, BUISSON e PARROT, 2004; KOECK e RADOLA, 2011; BUISSON, PRADELS, *et al.*, 2011). Um plataforma italiana denominada PRIMA (Piattaforma Riconfigurabile Italiana Multi-Applicativa) foi proposta cuja arquitetura incorporou alguns conceitos relevantes (GALEAZZI, 2000).

O Brasil também seguiu essa linha de desenvolvimento pela implementação do Programa de Plataforma Multimissão – PMM (INPE, 2001a; SCHRÖDER, PULS, *et al.*, 2005).

Surrey Satellite Technology Limited junto com a Universidade de Surrey e o Surrey Space Center apresentaram um artigo que descreve a plataforma denominada Costella que objetiva responder rapidamente às missões propostas (MEERMAN e SWEETING, 2006). São componentes intercambiáveis tais como sensores de atitude, unidades de propulsão, equipamentos de comunicação, cargas úteis, entre outros equipamentos, sem que sejam mencionados as diferentes capacidades e características destes. O artigo não apresenta as altitudes e inclinações cobertas e pelo tipo de controle de atitude, ou seja, gradiente de gravidade, se concluiu que o apontamento é exclusivamente Nadir. Não fica clara a massa e potência disponíveis para a carga útil.

2.7. Funcionalidades disponíveis nos programas-produto do mercado

As funcionalidades dos diversos programas-produto disponíveis no mercado que objetivam efetuar estudos de satélites no ambiente espacial de órbita baixa foram analisadas e interpretadas utilizando-se de prospectos e portais, quando disponíveis. Essas funcionalidades e o resultado da análise de seus significados foram resumidas nos sub-itens que seguem.

2.7.1. Quartz – EADS/Astrium

As capacidades descritas a seguir no programa-produto Quartz foram obtidas de um prospecto e podem ser obtidas no portal da empresa (EADS/ASTRIUM, 2012).

- Predição de efemérides de satélites, sol e lua
- Predição de eventos (eclipse, visibilidade das estações, etc.)
- Determinação de órbitas
- Referenciais orbitais e conversão de efemérides
- Calibração de manobras
- Predição de transferência (estimativas de transferências orbitais)
- Arquivos de apontamento de antenas
- Gerenciamento da Plataforma (gerenciamento dos balanços de massa, potência, etc. do módulo de serviço)
- Plano de ativação de transponders (gerenciamento do uso da carga útil)
- Estimativas iniciais de manobras de controle de órbitas (OCW), cálculos e implementações (tais como estimativas de erro de órbita, previsão de consumo e data das manobras, estimativas de tempo de ativação dos propulsores)
- Previsão de eventos (tais como passagens por antenas, bloqueio do sensor de estrela e da carga útil, eclipses)
- Previsão dos eventos na Estação Terrena (SK) (tais como passagens, localização do Sol em relação à antena)
- Geração e conversão do formato NORAD 2-linhas (geração dos parâmetros orbitais para o formato da NORAD 2 linhas).

2.7.2. FreeFlyer 6.0 – a.i. solutions

As capacidades do programa-produto FreeFlyer 6.0, descritas a seguir, foram obtidas de um prospecto e podem ser obtidas no portal da empresa (www.ai-solutions.com opção *Flight Dynamics* e *Overview*).

- Projeto de satélite: propriedades de massa, tanques, propulsores, antenas (FOV), transmissores/receptores, cálculo de prevenção de colisões
- Atitude – 3 eixos e em rotação, sistemas de coordenadas e apontamentos
- Manobras
- Determinação e Propagação de órbita
- Modelização da Estação Terrena
- Análise de visibilidade e de acesso – períodos de visibilidade, campo de visada, restrição de apontamento para o Sol, etc.

2.7.3. General Mission Analysis Tool (GMAT) – NASA

O objetivo do programa-produto GMAT é otimizar trajetórias e projetos de sistemas de sistemas. Podem-se criar diversos recursos como satélites, propagadores e otimizadores. Esses recursos são utilizados no sequenciamento da missão visando modelar o deslocamento do satélite e simular os diversos eventos em uma evolução temporal da missão. Para maiores detalhes ver o portal da Nasa (<http://gmat.gsfc.nasa.gov/> opção *Overview*).

2.7.4. Satellite Tool Kit (STK) – AGI

O objetivo do STK é efetuar análises de componentes da Terra e do espaço determinando a posição destes no tempo e seu movimento, utilizando diversos sistemas de coordenadas. Efeitos como achatamento da Terra, variações do eixo de rotação, pressão de radiação solar, efeito gravitacional da Lua, arrasto atmosférico, campo magnético, fluxo de radiação e efeitos de dose, duração dos eclipses e períodos de Sol, entre outros. Definição de órbitas, otimização de trajetórias, manutenção de órbita e manobras de correção. Ele também determina a orientação e atitude do veículo com o tempo. Permite avaliações de ângulos de visada, passagens sobre estações, recepção e transmissão de sinais do ponto de vista de transmissão (margens de sinal). Para maiores

informações consultar o portal da AGI (www.agi.com/stk opção *Space Missions*).

2.7.5. Focus LEO/MEO – GMV Aerospace and Defense S.A.

O objetivo do Focus LEO/MEO é efetuar análises cobrindo os seguintes aspectos:

- Determinação e propagação de órbitas;
- Estimação, calibração e otimização de manobras, evolução da massa de combustível;
- Geração de eventos (passagens, eclipses, estabelecimento de link, etc.);
- Aquisição e rastreamento, apontamento de antenas, cenários multimissão de rastreamento.

2.7.6. STARMAD

Este programa-produto efetua análises de missão cobrindo os seguintes aspectos:

- Análise de órbitas;
- Análise e observação de cargas úteis;
- Capacidades de lançadores e transferências orbitais;
- Definições preliminares do satélite (massa, potência, volume, área, momentos de inércia);
- Estimativa dos torques e dimensionamento de atuadores;
- Balanços e características das ligações montantes e descendentes;
- Painéis solares, baterias e outras fontes de energia;
- Dimensionamento do sistema propulsivo (químico e elétrico) e sistema de armazenamento e alimentação;
- Análise estrutural (monocasco e semi);

- Controle térmico (temperaturas max. e min. de equilíbrio, cargas térmicas do Sol e Albedo, energia IR absorvida, aquecimento durante o eclipse).

3 DESCRIÇÃO DO MÉTODO E ESCOPO

3.1. Abrangência do método e limitação do escopo

A aplicabilidade do método e a agregação de valor ao projeto de plataformas espaciais foram claramente estabelecidas durante a proposição do método. Para que o método seja aplicável aos projetos é necessário que ele tenha fidelidade com o meio ambiente no qual ele será inserido. O meio ambiente de lançamento e principalmente o espacial, variam muito, tanto com o posicionamento da plataforma no espaço, os efeitos considerados, o alvo do apontamento e a própria configuração da plataforma e do satélite a ser desenvolvido. Não existem modelos analíticos que traduzam o comportamento do ambiente espacial, sendo utilizado frequentemente simuladores numéricos. Nesse contexto existe um claro conflito entre a capacidade de produzir algo bem abrangente e genérico, a aplicabilidade do método (evitando o uso de fórmulas genéricas de otimização) e o esforço necessário para implementá-lo. Pelas premissas estabelecidas na proposta do método, fica clara a opção por limitar a abrangência em termos do posicionamento no espaço (órbitas), na implementação de todos os efeitos do meio ambiente, das características da missão como o apontamento e da configuração da plataforma e do satélite a ser desenvolvido em prol da aplicabilidade. Essa limitação de abrangência do método deve procurar ser próxima da realidade de aplicação dos casos existentes e potenciais de plataformas.

A órbita é o principal parâmetro que caracteriza o ambiente espacial ao qual o satélite será submetido. Os parâmetros orbitais relevantes para caracterizar o meio ambiente são o semieixo, a excentricidade e a inclinação. Os dois primeiros definem a geometria da órbita (elíptica ou circular e a altitude da órbita) e o último posiciona o plano da órbita em relação ao plano do equador.

Para as órbitas hélio-síncronas (caracterizadas em inglês como SSO – “*Sun-Synchronous Orbit*”, sendo circulares e com inclinação ao redor de 90°), será utilizado o horário de cruzamento do equador no sentido descendente, servindo

como parâmetro que posiciona o plano da órbita em relação a um referencial inercial, no caso o Sol.

O número de casos possíveis obtidos com variações dos parâmetros orbitais constitui um conjunto extremamente grande, sendo necessário reduzir a abrangência do método para a faixa de órbitas mais usual nos projetos de plataforma. Para definir esta abrangência foram consideradas as restrições às órbitas impostas pelas plataformas Proteus e Myriade do CNES, a PRIMA da ASI/Alenia e PMM do INPE e as órbitas de algumas missões espaciais utilizando essas plataformas. As capacidades e missões são as seguintes:

a) **Proteus** (Plateforme Reconfigurable pour l'Observation, lês Télécommunications Et les Usages Scientifiques)

Capacidades: altitudes entre 500 e 1500 km, inclinações acima de 20° até 145° e órbitas SSO (GRIVEL, DOULLET, *et al.*, 2000). Apontamento Nadir, solar e inercial. Duas asas de células solares. Lançadores Ariene 5, Athena2, Cosmos, Delta2, LM2D, PSLV, Rockot, Soyuz e Taurus.

Missões: JASON, 1336 km $i=66^\circ$ (PARISOT e LAFON, 1998), COROT 896 km $i=90^\circ$, Picasso-Cena, 705 km quase SSO (entre 13:00 e 14:00) e SMOS, SSO 757 km 18:00, Mega-tropiques, 800 km $i=22^\circ$ (ROUGERON, 2000);

b) **Myriade**

Capacidades: órbitas de baixa altitude (LEO) entre 400 e 1200 km e sem restrição de inclinações e órbitas de transferência geoestacionárias (GTO). Lançado pelo Ariane 5 como passageiro secundário. Apontamento Nadir, solar e inercial (BUISSON, CUSSAC, *et al.*, 1998). Vida útil de dois anos (ALARY e LAMBERT, 2007);

Missões: Demeter, SSO 710km (22:30 ascendente) com uma única asa de células solares e lançado pelo DNEPR (CUSSAC, BUISSON e PARROT, 2004), PICARD PARASOL 705 km, $i=98,08^\circ$ quase SSO

(12:50 a 14:10 ascendente) com uma única asa de células solares, MICROSCOPE órbita elíptica ($e < 10^{-2}$) altura entre 600 e 1200 km. Células solares sobre o corpo (TATRY, PARROT, *et al.*, 2000);

c) **PMM** (Plataforma MultiMissão)

Capacidades: altitudes entre 600 e 1200 km, inclinações próximas das equatoriais até 15° e as órbitas SSO com horário de cruzamento do equador entre 6-8 AM, 10 AM-2 PM, e 4-6 PM (INPE 2001). Lançadores considerados DNEPR, PSLV, Rockot, Taurus e Vega. Apontamento Nadir, solar e inercial;

Missões: EQUARS 750 km, $i=20^\circ$, MIRAX 600 km $i=0^\circ$, AMAZONIA-1 SSO, 752,9 km, $i=98,4^\circ$ (10:30 descendente), MAPSAR 600-650, SSO (SCHRÖDER, PULS, *et al.*, 2005);

d) **PRIMA** (Piattaforma Riconfigurabile Italiana Multi-Applicativa)

Capacidades: altitudes entre 500 e 1500 km, excentricidade moderada (próxima de zero) sem restrição de inclinações. Para órbitas SSO, qualquer horário de cruzamento do equador. Vida útil de 5 anos, lançadores Vega, Rockot, PSLV, Cosmos, Taurus, Athena 2 e Delta 3. Duas asas solares. Apontamento terrestre, solar ou inercial. (GALEAZZI, 2000). Incorpora duas asas de células solares;

Missões: SkyMed/Cosmo Constelação composta de 3 satélites óticos em órbita SSO com passagem do nodo descendente 12:00 horário local e quatro satélites SAR em órbita SSO 18:00 nodo descendente com altitude ao redor de 600 km. Está prevista também a missão DAVID em órbita SSO com altitude da ordem de 600 km (GALEAZZI, 2000).

Com base nas capacidades das plataformas e as missões estabelecidas, as seguintes órbitas serão consideradas pelo método:

- a) Órbitas somente circulares (excentricidade moderada, ou seja, próxima de zero), com altitudes entre 400 e 1500 km. Serão consideradas

altitudes de 400 km, 700 km e 1500km. As órbitas extremas correspondem aos limites superior e inferior das capacidades da plataforma. A órbita intermediária corresponde ao valor inteiro da média das órbitas das missões estabelecidas para as plataformas;

- b) Quanto às inclinações, algumas delas não possuem restrições e outras possuem inclinações não coincidentes (PMM – até 15° e Proteus de 20° a 145°). As órbitas de alta inclinação, em geral correspondem a órbitas SSO e serão tratadas a seguir. Para as órbitas equatoriais e de baixa inclinação elas serão limitadas a 25° cobrindo toda a faixa da PMM e uma parte do Proteus. Para efeito dos estudos serão consideradas três inclinações, zero, 12° e 25°;
- c) Quanto às órbitas SSO e quase SSO, serão consideradas passagens no equador a 10:00 e 12:00 com altitudes de 400 km, 700 km e 1500 km, com as inclinações adequadas para que sejam SSO;
- d) Quanto ao apontamento, serão considerados o apontamento Nadir e o solar, sendo que para o solar serão consideradas somente as órbitas mais altas (700 e 1500 km) uma vez que o alvo é o Sol não havendo necessidade de ficar próximo da Terra e gastar muito propelente com a manutenção da órbita.

A *Tabela 3.1.1- Abrangência do método* resume tanto as características das plataformas consideradas como referência como as adotadas pelo método (CBfE).

Tabela 3.1.1- Abrangência do método

	Proteus	Myriade	PRIMA	PMM	CBFE	Unid.
Característica	(CNES)	(CNES)	(ASI/Alenia)	(AEB/INPE)	Abrangência	
Altitude	500-1500	400-1200	500-1500	600-1200	400/700/1500	(km)
Inclinação	20°-145°	s/ restrição	s/ restrição	até 15°	0°/12°/25°	
Órbitas SSO	sim	s/ restrição	s/ restrição	6:00-8:00 10:00-14:00 16:00-18:00	10:00/12:00	
GTO		sim				
excentricidade			moderada		0	
Massa CU	300	40	600	250		(kg)
Potencia CU	300	70	Algumas centenas	250		(W)
Massa plataforma	500	70	Até 400	300		(kg)
Apontamento	Nadir, solar e inercial	Nadir, solar e inercial	Nadir, solar e inercial	Nadir, solar e inercial	Solar e Nadir	
Geometria	Plataforma prox. cubo e satélite paralelepípedo	Plataforma prox. cubo e satélite paralelepípedo	Plataforma prox. cubo e satélite paralelepípedo	Plataforma prox. cubo e satélite paralelepípedo	Plataforma próx. cubo e satélite paralelepípedo	
Asas	2 asas com SADA	1 asa com SADA	1 ou 2 asas com ou sem SADA	2 asas com SADA	1 ou 2 asas com/sem SADA (caso apontam. solar)	
Missões	Jason Parisol Lafon Corot Picasso-Cena Smos Mega-tropique	Demeter Picard-Parasol Microscope	SkyMed/ Cosmos (7) David	Equars Mirax Amazonia-1		

A órbita GTO prevista pela Myriade foi excluída uma vez que tem pouca utilidade devido ao forte ambiente radiativo e a variação da altitude (alta excentricidade). As órbitas de alta inclinação não SSO têm o inconveniente de possuir uma grande variação da posição do Sol em relação ao plano da órbita acarretando um impacto desta variação na arquitetura da plataforma, tanto no aspecto térmico como o de geração de energia.

Além de limitar as órbitas é necessário limitar as características do meio ambiente que serão considerados, uma vez que é necessário simular o efeito de cada característica na órbita e apontamento correspondente. Dependendo da característica do meio ambiente, a configuração da plataforma influencia o efeito sobre ela. Pela limitação da complexidade do método na versão atual do método, as seguintes características do meio ambiente (lançamento e espacial) não foram consideradas:

- a) Pressão de radiação solar – efeito sobre a órbita e o controle de atitude;
- b) Partículas com alta energia – efeito sobre os componentes eletrônicos caracterizados em inglês como Single Event Upsets (SEU) e Latch Up podendo alterar dados ou danificar componentes;
- c) Micrometeoritos e debris – efeito principal sobre os painéis solares reduzindo a capacidade de geração de energia;
- d) Oxigênio atômico sobre as superfícies externas – modifica as propriedades óticas das superfícies externas afetando o equilíbrio térmico;
- e) Campo magnético terrestre interagindo sobre as malhas de circuitos internos e magnetismo residual dos equipamentos – produzindo torques que devem ser compensados pelo sistema de controle de atitude;
- f) Efeitos do campo-gravitacional terrestre, solar e lunar sobre a órbita principalmente variações do plano orbital;

- g) Efeito dos erros de injeção na órbita nominal pelo veículo lançador – tem efeito sobre o orçamento técnico de propelente;
- h) Sombras sobre os painéis solares afetando o suprimento de energia;
- i) Efeito da carga dinâmica do veículo lançador transferida pela interface (senoidal e randômica) e pelas superfícies externas (carga acústica) sobre a estrutura;
- j) Efeito da carga de choque (alta frequência) do veículo lançador (trocas de estagio) sobre a estrutura e equipamentos da plataforma;
- k) Efeito da variação da pressão atmosférica e do arrasto atmosférico durante o lançamento;
- l) Efeito da comunicação do veículo lançador com os sistemas de solo sobre os equipamentos da plataforma afetando a interferência eletromagnética dos equipamentos de bordo.

Além da limitação dos fatores do meio ambiente também é necessário limitar os diferentes alvos do satélite e as diferentes configurações da plataforma e do satélite, com o objetivo de reduzir o número de casos a serem simulados. Os casos não considerados foram os seguintes:

- a) Geometrias não cúbicas para a plataforma e não comendo um paralelepípedo para o satélite como um todo. A geometria afeta o arrasto e os torques aerodinâmicos e várias configurações distintas devem ser simuladas;
- b) Painéis solares distribuídos no corpo requerem que sejam avaliados em diferentes ângulos em relação ao Sol, aumentando o número de simulações. Somente plataformas mais simples e orientadas a uma única missão incorporam esta solução;
- c) Outros apontamentos inerciais além do Sol requerendo simulações para diferentes ângulos de ataque determinação das forças de arrasto e

torques atmosféricos e ângulos em relação ao Sol para dimensionar os painéis solares;

- d) A precisão de apontamento não é afetada significativamente pelo meio ambiente e sim um parâmetro de projeto. A ineficiência ocorreria na medida que missões de menor precisão fossem implementadas e então se poderia calcular. Na fase do ciclo de vida proposta pelo método não é possível avaliar este aspecto.

Quanto aos lançadores foram considerados os da PMM por terem os seus manuais de requisitos disponíveis.

A confiabilidade da plataforma é um requisito de missão normalmente estabelecido pelos interessados na missão (stakeholders). O método proposto procura incorporar os principais fatores vinculados ao meio ambiente uma vez que foram estabelecidos como premissa para o método a ser proposto. O projeto deverá produzir uma plataforma com uma confiabilidade estabelecida para uma dada vida útil. Para atingir a confiabilidade estabelecida, os componentes são posicionados em um nível de carga pré-estabelecido de forma a garantir esta confiabilidade. Cada órbita e modo de operação carrega os equipamentos de bordo de forma distinta alterando o seu nível de carga, podendo ser menor que o pior caso, e portanto, havendo uma ineficiência associada. A variação da carga dos componentes dos diversos equipamentos depende muito da solução eletrônica adotada sendo muito difícil capturá-los. De qualquer forma o seu efeito deverá ser bem reduzido uma vez que a mudança por um outro componente eletrônico que mantenha o mesmo nível de carga não acarretará uma diferença significativa de massa.

3.2. Etapas do método

O método desenvolvido foi denominado *Balanceamento da Abrangência para a Eficiência*, em inglês *Comprehensiveness Balance for Efficiency – CBfE* (BOGOSSIAN, LOUREIRO e LOPES, 2011) e permite que o projetista de uma plataforma a ser utilizada como base para uma família de satélites possa

balancear a abrangência da plataforma em termos de missões espaciais com a eficiência da plataforma. A revisão bibliográfica do Capítulo 2 demonstrou que não está disponível uma medida de penalidade objetiva para a abrangência estabelecida. Essa falta de medida aliada às vantagens do uso de plataforma e aliada ao desenvolvimento sequencial, faz com que o projetista tenda a exagerar na abrangência.

A *Figura 3.2.1 – Etapas do método* mostra que de acordo com a órbita considerada, várias características do meio ambiente se modificam, por sua vez o meio ambiente que afeta a plataforma e o por consequência, o dimensionamento de alguns de seus componentes. Para o caso do lançamento, a órbita não muda as condições ambientais, apenas o veículo lançador utilizado.

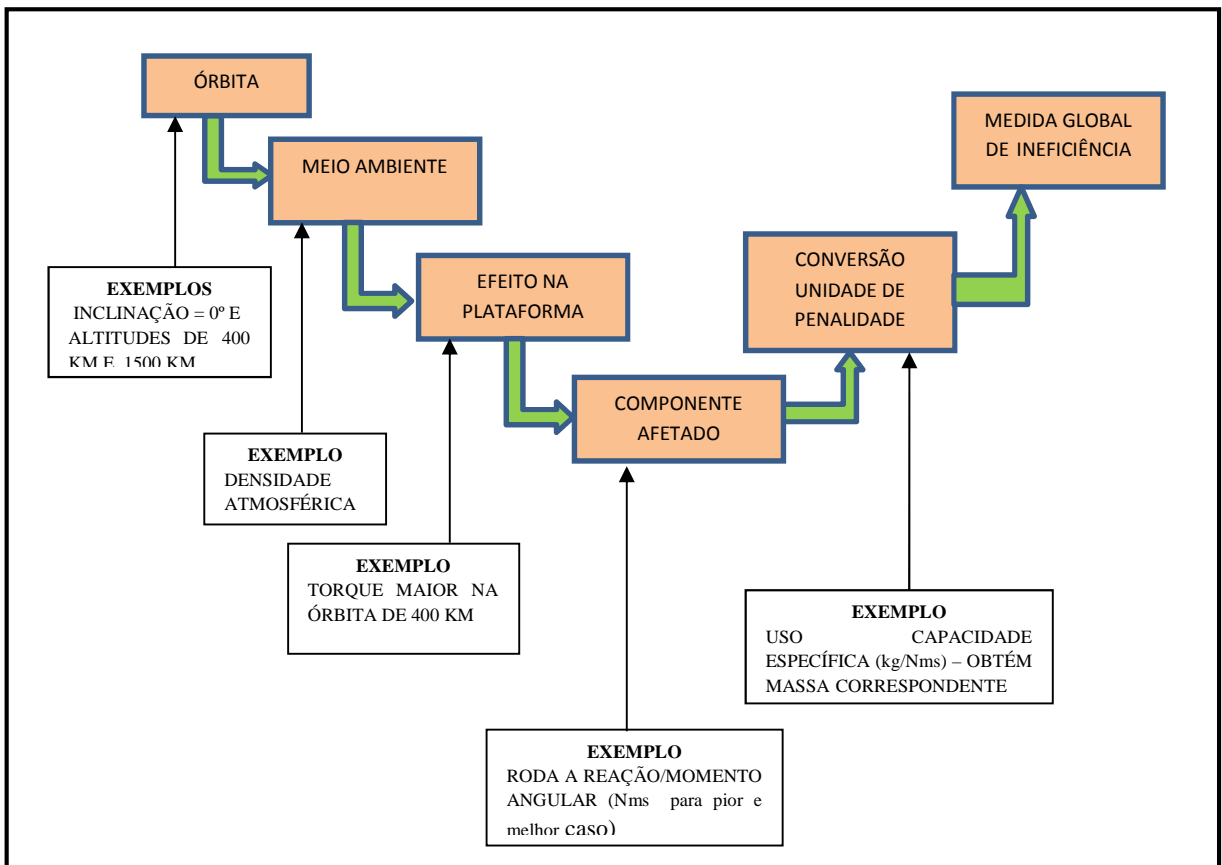


Figura 3.2.1 – Etapas do método

Cada componente da plataforma considerado no método precisa ser dimensionado com mais ou menos capacidade para fazer frente ao efeito na plataforma da variação do meio ambiente. Quando se decide adotar uma plataforma padrão em vez de um projeto independente (projetado especificamente para a órbita estabelecida pela missão), a plataforma incorpora uma ineficiência que corresponde à diferença entre as capacidades dos dois casos extremos e esta diferença constitui a penalidade pela generalidade da solução. Como o dimensionamento de cada componente considerado tem unidades distintas, é necessário definir uma unidade padrão que possa ser acumulada para se ter uma única medida de ineficiência, se caracterizando como uma medida de penalidade ou custo. Esta unidade é a massa, sendo essa escolha justificada posteriormente. Transformando a diferença de capacidade de cada componente no seu equivalente em massa, ter-se-á uma medida da ineficiência. Um dos índices de ineficiência considerado será o percentual de massa de ineficiência em relação à massa total da plataforma, demonstrando que quanto maior o sobre-dimensionamento da plataforma para cobrir os diversos cenários, maior será a ineficiência da plataforma em termos de capacidade de transportar carga útil.

O método utiliza os parâmetros de entrada fornecidos e que afetam o dimensionamento de um dado equipamento da plataforma, o que pode ser visualizado na *Figura 3.2.2 – Entradas e saídas do método*. Como exemplo, pode-se considerar o dimensionamento do tanque de propelente. O método considera, como um parâmetro de entrada, a área das asas e a do painel estrutural que recebe o fluxo. Com essas informações mínimas, o método determina a quantidade de propelente que o tanque deve incorporar para a manutenção da órbita para o pior e melhor caso.

Outros parâmetros devem ser fornecidos para determinar o dimensionamento tais como I_{sp} dos propulsores, o coeficiente de arrasto e a temperatura exoesférica (referência para a densidade). O real tanque dimensionado pelo projetista não é levado em conta para efeito da determinação da ineficiência mas sim a variação do tamanho do tanque para incorporar mais ou menos

propelente para os dois casos extremos considerados. A razão disso é que o tanque é dimensionado por vários fatores e não somente o que está sendo considerado para efeito de captura de ineficiências.

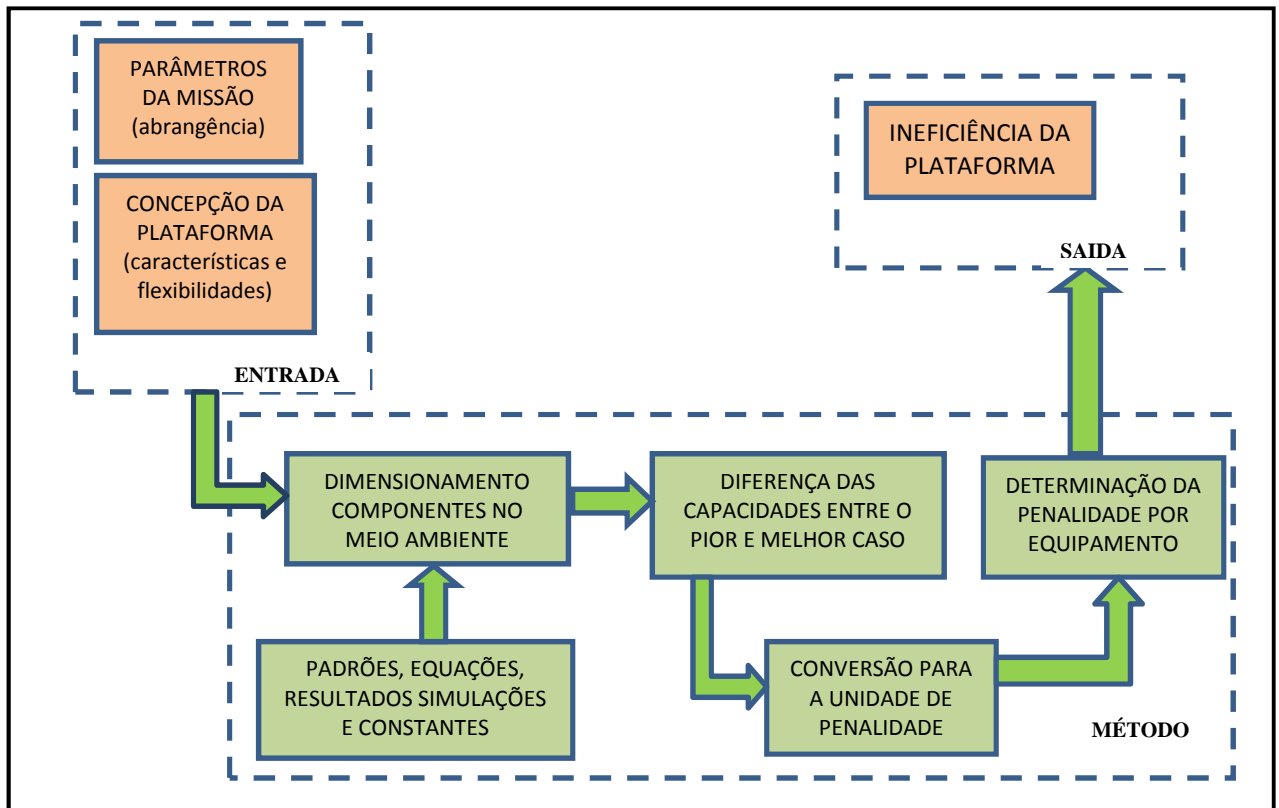


Figura 3.2.2 – Entradas e saídas do método

3.3. O Método no processo de desenvolvimento

O processo de desenvolvimento da plataforma é estruturado da mesma forma que um projeto espacial. Ele é dividido em fases iniciando pela *Fase 0* e culminando pela *Fase E* (EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARIZATION, 2009) conforme se observa na parte superior da *Figura 3.3.1 – Posicionamento do método no processo de desenvolvimento*. O método se insere na *Fase A*, denominada *Viabilidade*, na qual se consolida a definição preliminar da abrangência da plataforma em termos de missões espaciais (possíveis altitudes e inclinações, apontamentos, tamanhos de experimentos) estabelecida na *Fase 0*. Na *Fase A* também se concebem os componentes que farão parte da plataforma, um layout preliminar, dimensões da plataforma e

limites para as dimensões dos possíveis membros da plataforma, um orçamento técnico de massa e de potência, com as devidas margens. Áreas de asas solares com um conjunto de painéis são preliminarmente dimensionadas bem como a potência e massa do satélite e da plataforma. Com base no envelope de dimensões e de massa é possível elencar um conjunto preliminar de lançadores.

Tendo como entrada os parâmetros de missão que estabelecem a abrangência de uso da plataforma e dados de concepção, o método produz como saída a medida de ineficiência da plataforma conforme se visualiza na *Figura 3.3.1*. Vários parâmetros de entrada podem ser assumidos pelo método caso o projetista da plataforma não os tenha. Com base nos resultados, o projetista redefine a abrangência da missão e as características da plataforma concebida.

Para poder utilizar o método e efetuar a realimentação mencionada no parágrafo anterior é exigido do usuário do método (projetista da plataforma) conhecimentos de engenharia de sistemas de satélites, abrangendo diversas áreas de engenharia envolvidas nos projetos de satélites. Ele não é um especialista de cada um dos componentes de bordo mas deve conhecê-los em termos dos requisitos, parâmetros ambientais que os afeta, capacidades e desempenhos, para poder interagir com cada um dos especialistas.

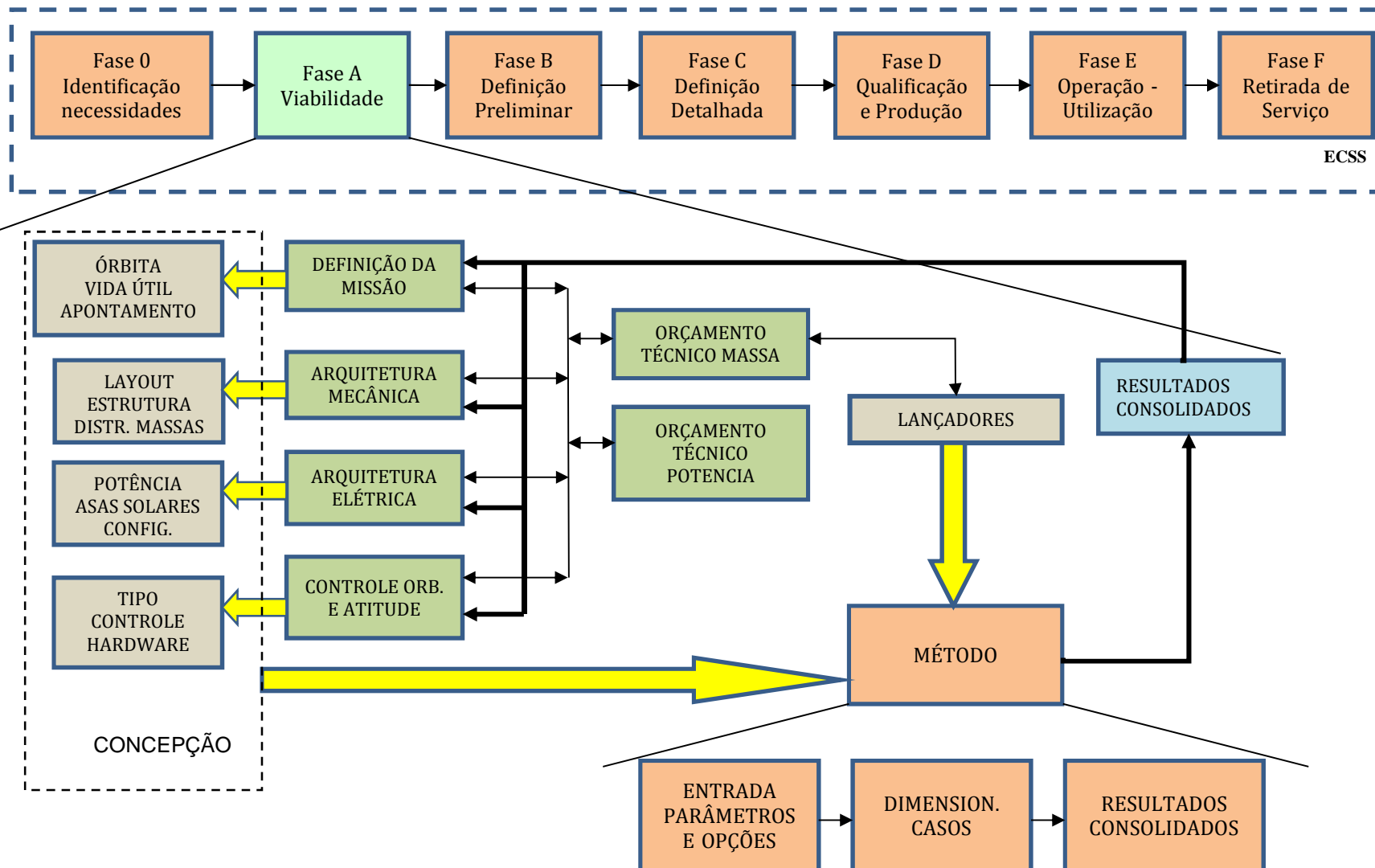


Figura 3.3.1 – Posicionamento do método no processo de desenvolvimento

3.4. Unidade utilizada como medida de penalidade

As medidas de eficiência, penalidade ou custo total estão sempre associadas a uma unidade de base. Como exemplo, a função perda de Taguchi (TAGUCHI, 1988) define a penalidade imposta à sociedade como função da diferença entre os valores nominais especificados para parâmetros de produtos e processos e seus valores reais. Essa penalidade é associada a valores monetários. A adoção de valores monetários faz com que desvios em relação ao nominal de parâmetros com unidades diferentes possam ser medidos e comparados em uma mesma unidade, agora a monetária. Analogamente, neste trabalho, a penalidade imposta a uma plataforma, em decorrência de sua abrangência, é traduzida em uma unidade comum, neste caso em unidade de massa. Por exemplo, uma plataforma que cobre um intervalo maior de órbitas deve ter características diferentes de uma outra que cobre um intervalo menor. Se cada uma dessas características puder ser associada à quantidade de massa, a penalidade decorrente da abrangência da plataforma pode ser calculada para o conjunto de características diferentes mas com uma unidade comum (massa). Assim, a tomada de decisão quanto à abrangência (mais ou menos abrangente) de uma plataforma, torna-se mais objetiva, quantitativa e simples. A escolha da massa como unidade comum para avaliar a penalidade imposta pela abrangência está justificada a seguir.

Os dois orçamentos técnicos (ou balanços) mais relevantes na área espacial são a potência e a massa. A massa total do satélite é limitada pela capacidade do veículo lançador e, portanto, quanto maior a massa da plataforma, menor é a massa da carga útil (componente específico da missão). A vantagem de utilizar essa medida em comparação com o preço dos equipamentos como medida de eficiência é que o preço incorpora o valor da marca do fornecedor e poderá afetar a eficiência de acordo com o fornecedor do produto. Se for desenvolvido diretamente pela organização responsável pela plataforma (geralmente uma agência espacial que é um órgão público), distorções maiores poderão ser incorporadas de acordo com os fatores de composição do custo (não inclusão de mão de obra direta e custos indiretos da infraestrutura

existente e compartilhada) e a não incorporação das margens de lucro. Outra possível medida é a potência consumida. Nem sempre uma maior capacidade do equipamento implica em um maior consumo de energia. Este é o caso das rodas, o consumo está associado significativamente com o torque e não com o momento angular armazenado. Portanto será adotada a diferença de massa do equipamento para a melhor e pior condição do meio ambiente, como medida de penalidade do uso da plataforma.

3.5. Meio ambiente espacial considerado e seu efeito nos componentes

O meio ambiente considerado como determinante do dimensionamento dos componentes da plataforma foram os principais fenômenos das fases do ciclo de vida *lançamento e operacional*. A *Figura 3.5.1 – Estrutura do método* mostra os parâmetros de entrada, o meio ambiente considerado e o componente da plataforma afetado por este meio ambiente. Mostra também limitações e resultados de simulações utilizadas para estabelecer e implementar o método. Este item trata somente dos aspectos do meio ambiente espacial. Os fatores ambientais considerados e seus correspondentes efeitos são os seguintes:

- a) **Arrasto aerodinâmico** – Este fator ambiental é uma perturbação à manutenção da órbita e depende da área projetada na direção do vetor velocidade e da órbita escolhida. Para um dado erro máximo de órbita tolerado pela missão, este parâmetro afeta o dimensionamento do tanque pela quantidade de propelente necessária em kg, para efetuar as correções de altitude durante a vida útil do satélite. Por ter um efeito cumulativo na vida útil, será determinada a quantidade de propelente pelo período de uma ano para uma condição de densidade atmosférica especificada como parâmetro de entrada sendo esta quantidade multiplicada pelo número de anos de vida útil.
- b) **Torque aerodinâmico** – Este fator ambiental é uma perturbação ao apontamento e depende do centro de pressão das áreas, da posição do centro de massa e da órbita escolhida. Este parâmetro afeta o dimensionamento da capacidade de absorção de momento angular

das rodas de reação em Nms e terá um efeito cumulativo em um dado número de órbitas estabelecidas como parâmetro de entrada. Será determinado o maior momento angular por órbita no ano (pior caso) com base nos parâmetros de entrada e considerado para o número de órbitas estabelecidas.

- c) Campo magnético terrestre** – Este fator ambiental está sendo considerado não como uma perturbação mas como um recurso para descarregar o momento angular acumulado nas rodas de reação. Ele depende exclusivamente da órbita. Este parâmetro afeta o dimensionamento das bobinas de torque magnético como um dipolo magnético (Am^2). Por ter um efeito cumulativo no mesmo número de órbitas das rodas, deve ser dimensionado para descarregar o momento angular das rodas dentro do número de órbitas estabelecido. Será utilizado o menor campo magnético médio por órbita determinado no ano de maior atividade Solar.
- d) Radiação acumulada** (Total Ionizing Dose - TID) – Este fator ambiental é uma perturbação ao funcionamento dos componentes eletrônicos e depende da órbita. Por ter um efeito cumulativo na vida útil da missão deve ser dimensionado para este período. Este parâmetro dimensiona a robustez dos componentes eletrônicos à radiação em krad (na fase de escolha dos componentes) e a blindagem em kg de alumínio que deve ser incorporada, se necessária, para reduzir a dose absorvida pelo componente. A dose acumulada para o ano de pico de atividade Solar será utilizada como referência, multiplicada pelo número de anos de vida útil.
- e) Captação da irradiação Solar** – Este fator ambiental não é uma perturbação mas sim um meio de provimento da energia do satélite. De acordo com a órbita, o apontamento e a potência elétrica a ser suprida, uma área do painel solar medida em m^2 , é requerida.

f) Eclipse – Este fator ambiental é uma perturbação para o provimento da energia solar e a duração do eclipse depende da órbita. Este parâmetro afeta o dimensionamento da capacidade da bateria em Ah.

g) Ambiente de lançamento – Este fator ambiental é importante para o dimensionamento da resistência da estrutura às cargas quase estáticas e a rigidez às cargas dinâmicas. Uma estrutura mais resistente e mais rígida tem uma massa muito maior considerando o mesmo material.

Existem outras características dos componentes que não afetam significativamente a massa e, portanto, não estão sendo consideradas. Como exemplo, cita-se a roda de reação para a qual duas características são importantes, a capacidade de armazenamento de momento angular (função da inércia da roda em relação ao eixo de rotação e a velocidade máxima de rotação) e o torque. O torque da roda deve ser superior ao torque perturbador para permitir que a absorção seja rápida o suficiente para não prejudicar o apontamento do satélite. Caso a roda seja utilizada para manobras de atitude, elas devem ser feitas com uma velocidade apropriada e o torque é determinante para isso. Por outro lado, o torque afeta pouco a massa total da roda sendo mais relevante a potência consumida.

O parâmetro que afeta a capacidade de forma significativa é a máxima rotação e corresponde ao fator tecnológico. Portanto para o exemplo da roda de reação, o parâmetro a ser utilizado é o momento angular.

O dimensionamento térmico não está sendo considerado como fazendo parte da plataforma uma vez que cada condição ambiental deve ser avaliada caso a caso e a definição das propriedades ópticas da superfície externa do satélite e dos equipamentos definidas para o caso particular, não sendo portanto incorporada na plataforma (BOUZAT, 2000).

Os sensores não são significativamente afetados pelas diversas características de missão consideradas uma vez que todos estão vinculados a órbitas baixas.

A precisão de apontamento constitui um requisito para a plataforma que deverá ser levado em conta durante a fase de concepção. Para cada missão, uma precisão de apontamento poderá ser estabelecida até o limite da plataforma. Essas diferenças constituem uma ineficiência mas que não podem ser capturadas na fase de concepção da plataforma uma vez que as missões não estão definidas. Todas as características da plataforma que não variam com o meio ambiente não podem ser capturadas pelo método.

Alguns componentes do satélite são dimensionados por múltiplos fatores (caracterizados aqui como Fatores de Dimensionamento Múltiplos - FDM), citando a seguir, como exemplo, alguns fatores do dimensionamento do tanque de propelente:

- Correção do erro de injeção na órbita (altitude e inclinação) pelo lançador;
- Correção do decaimento da órbita pelo arrasto atmosférico;
- Controle de atitude em modo de emergência;
- Alteração da órbita para retirada de serviço.

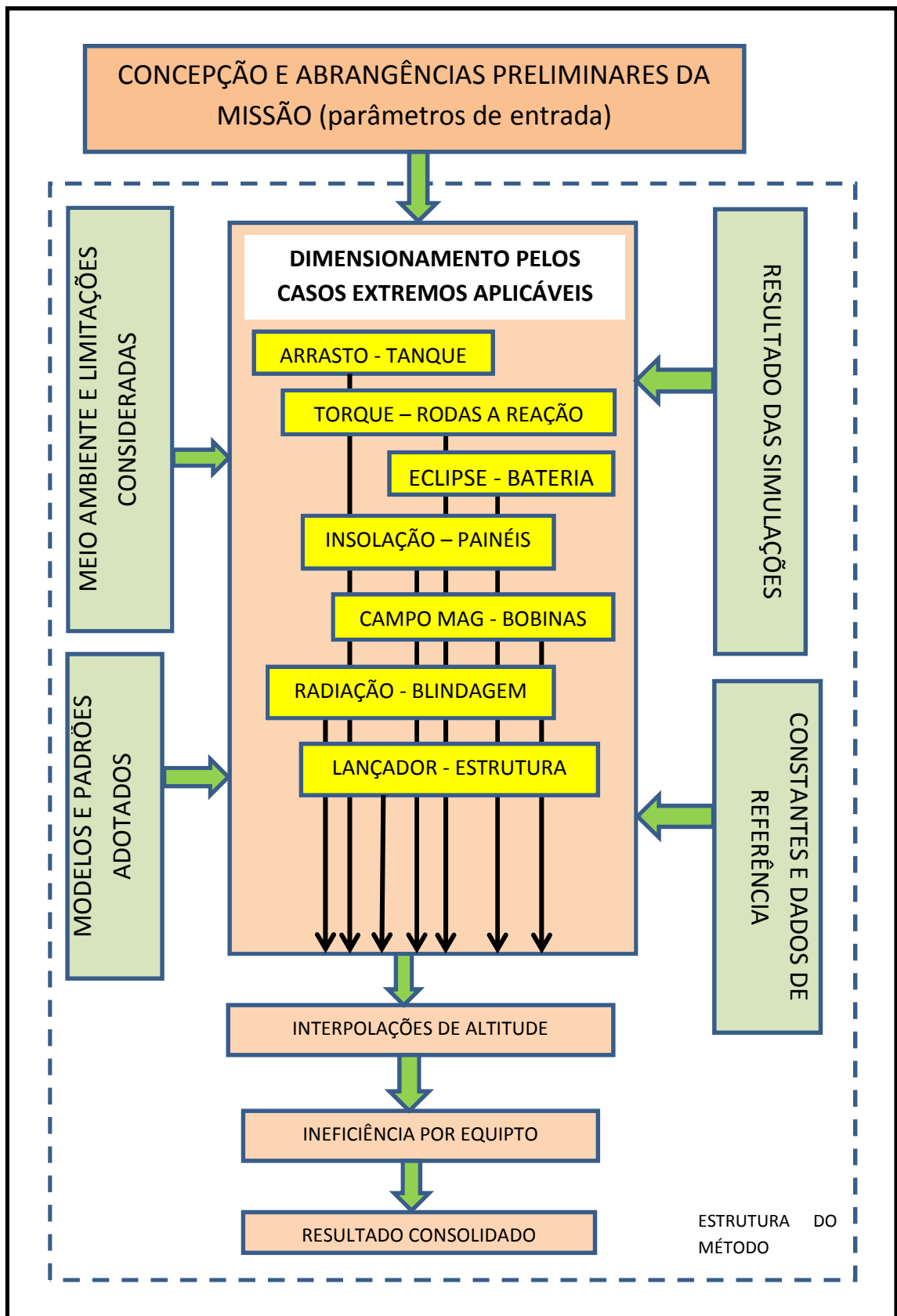


Figura 3.5.1 – Estrutura do método

Levando em conta que somente a correção do decaimento da órbita será considerada no método, será utilizada a capacidade específica do componente (unidades de massa do componente por unidades de dimensionamento e.g. kg/Nms para a roda de reação), para determinar qual é a fração da massa do tanque que correspondente ao fator considerado (decaimento) pelo método. Como exemplo, será considerado que são necessários 20 kg de propelente para manter uma dada órbita dentro do erro máximo estabelecido durante toda a vida útil do satélite. Assumindo que um tanque com a capacidade de 46,44 kg de propelente como o da configuração 3 da *Figura 3.5.2*, o tanque tem uma massa de 6 kg, a capacidade específica é portanto 6/46,44, ou seja, 0,129 kg de massa estrutural por kg de massa de propelente. Portanto, a massa estrutural do tanque associada ao fator considerado (decaimento) no exemplo é de $0,12 \times 20 = 2,4$ kg.

	Modelo	Massa Propelente (kg 1)	Massa Tanque (kg 2)	Massa Específica (kg 2/kg 1)	Ponderação
Conf 1	OST 31/1	136,224	6,4	0,04698144	0
Conf 2	OST 31/0	80,496	6,4	0,07950706	0
Conf 3	PMM	46,44	6	0,12919897	1
Média ponderada da massa específica				0,129	1

Figura 3.5.2 – Exemplo de capacidade específica

Componentes não afetados significativamente pelo ambiente espacial tais como antenas, computadores de bordo, sensores, componentes de regulação, proteção e distribuição de energia elétrica, não serão considerados para efeito de penalização (cálculo das ineficiências).

Quando o componente é dimensionado por um único fator (caracterizado como Fator de Dimensionamento Único – FDU), se associa a massa total do componente, sendo-lhe atribuída um valor mínimo de capacidade de acordo com a disponibilidade do mercado. Um exemplo desse caso é a bobina de torque magnético que é dimensionada exclusivamente para descarregar as rodas de reação. Caso o dimensionamento em uma dada órbita exija uma

bobina com dipolo magnético de 5 A/m^2 e o mercado tem disponível bobinas somente a partir de 10 A/m^2 , a massa da bobina de 10 será utilizada e não será contabilizada nenhuma ineficiência até atingir o valor mínimo.

Caso um equipamento seja classificado como FDU mas o mercado fornece módulos de pequena capacidade que serão integrados para fornecer um equipamento de maior capacidade, não será adotado um valor mínimo. Esse é o caso da bateria onde se compra acumuladores com diversos valores de capacidade e se configura uma bateria pela integração em série de diversos acumuladores. O mesmo ocorre com o painel solar em termos das células.

3.5.1. Configurações da plataforma

Alguns componentes da plataforma podem ter configurações alternativas e o método procurou incorporar algumas dessas flexibilidades. Essas configurações alternativas implementadas são as seguintes:

- Uma asa ou duas asas de células solares;
- Com ou sem o dispositivo de rotação dos painéis solares (SADA);
- Interface do lançador fixada no painel do fundo ou apoiada no quadro;
- Um ou dois tanques de propelente;
- Quantidade de rodas de reação;
- Quantidade de bobinas;
- Quantidade total de painéis solares de tamanho padrão;
- Quantidade de baterias.

3.6. Modelo básico de captura das ineficiências nos equipamentos

Um modelo básico de determinação das ineficiências, apresentado na *Figura 3.6.1 – Modelo básico para captura das ineficiências*, será aplicado para as rodas a reação, bobinas de torque magnético, tanque e bateria. Para cada caso de inclinação das órbitas de baixa inclinação e para os dois casos de órbitas SSO com cruzamento do nodo descendente às 10:00 e 12:00 horas (local), o método irá calcular o dimensionamento dos equipamentos aplicados ao modelo. Estabelecido o dimensionamento do equipamento, o modelo calcula a massa associada ao dimensionamento considerado. O modelo também incorpora a possibilidade da plataforma ter uma faixa de altitude menor que a especificada como faixa máxima do método. Nesta caso, ele faz uma interpolação com novos valores de dimensionamento dos equipamentos. A partir dos múltiplos casos considerados para a plataforma que está sendo objeto de análise, obtêm-se os casos extremos, ou seja, o menor e maior valor de dimensionamento do equipamento. Caso o projetista considere mais do que uma capacidade de equipamento disponível para a plataforma, a ineficiência será calculada com base na diferença de dimensionamento entre o maior e menor valor dividido pelo número de configurações previstas pelo método. Esse processo é realizado para cada um dos equipamentos para os quais se aplica esse modelo.

3.7. Modelo para captura das ineficiências das asas solares

O modelo de determinação das ineficiências das asas solares é o apresentado na *Figura 3.7.1 e 3.7.2 – Modelo de captura das ineficiências das asas solares*. Para cada caso de inclinação das órbitas de baixa inclinação e para os dois casos de órbitas SSO com cruzamento do nodo descendente às 10:00 e 12:00 horas (local), o método irá calcular a área total das asas considerando as eficiências, a potências mínimas requeridas, o ângulo de aspecto solar e a duração dos eclipses (obtido por simulações). O modelo também incorpora a possibilidade da plataforma ter uma faixa de altitude menor que a especificada como faixa máxima do método. Neste caso ele faz uma interpolação com novos valores de dimensionamento dos equipamentos. Considerando a área

determinada para as altitudes extremas (menor e maior) o modelo calcula o número de painéis solares de tamanho padrão estabelecido pelo projeto para atender a potência mínima da plataforma. A partir deste ponto são considerados dois casos. O primeiro em que a plataforma sempre possui duas asas simétricas com o objetivo de reduzir o torque e o segundo caso em que a plataforma pode ter uma ou duas asas de painéis solares. Para o primeiro caso, o modelo determina o número par de painéis solares padrões a serem colocados nas duas asas e que garante a área necessária para fornecer a potência mínima requerida. Neste caso, também é incorporada na massa da parte fixa do painel solar que corresponde aos dispositivos de fixação, pirotécnicos, dispositivos de rotação e braços. Para o segundo caso, o modelo incorpora um painel padrão de cada vez até completar a área requerida, incorporando também a parte fixa de acordo com o número de asas requeridas para atender a potência. Neste caso, o modelo passa para duas asas quando a metade da configuração máxima em termos de número de painéis for atingida.

A partir dos múltiplos casos considerados para a plataforma que está sendo objeto de análise, obtêm-se os casos extremos, ou seja, o menor e maior valor de massa das asas solares.

Caso o projetista estabeleça que mesmo no apontamento solar o dispositivo de rotação estará presente, a massa destes equipamentos será considerada como ineficiência.

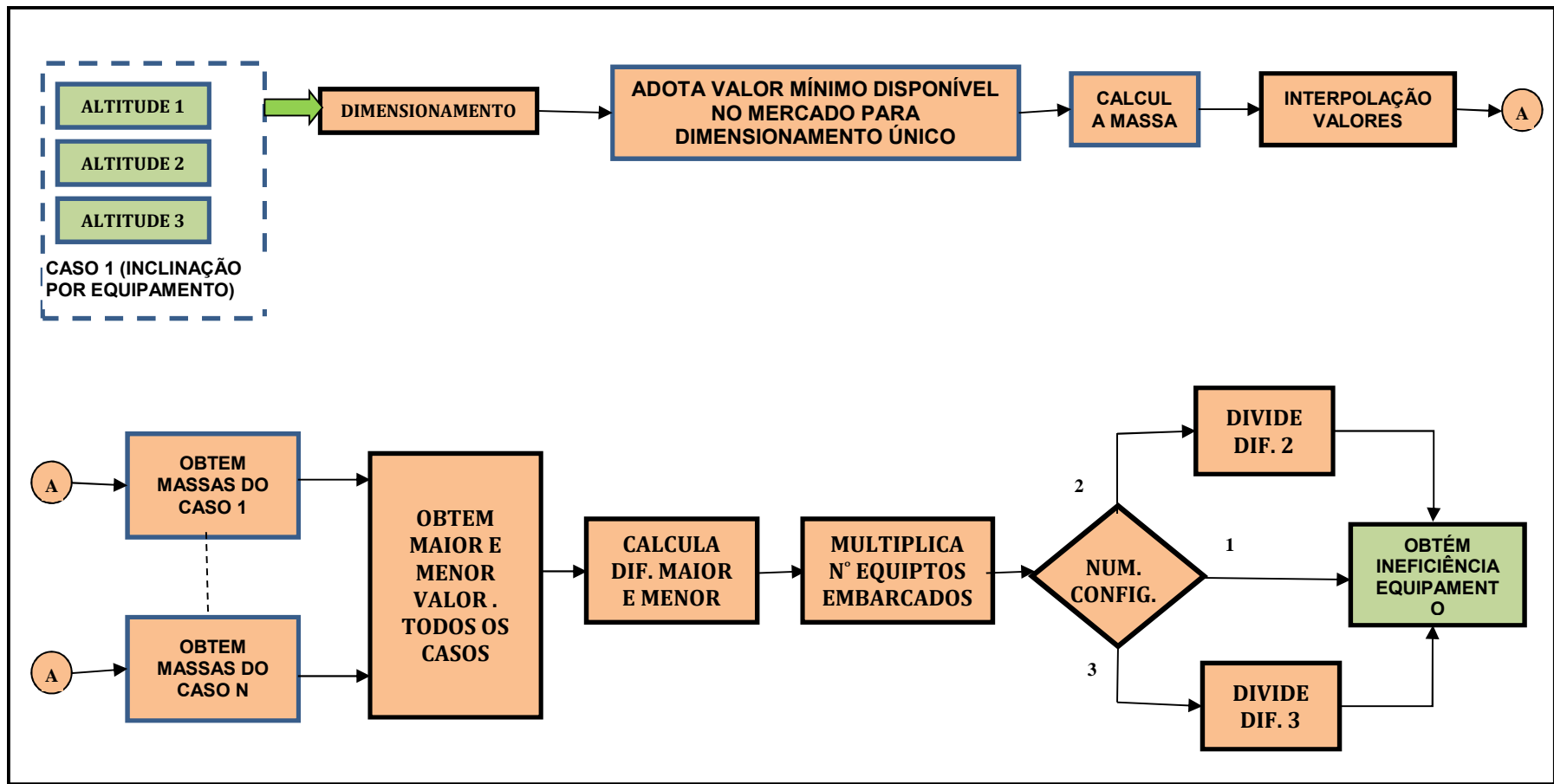


Figura 3.6.1 – Modelo básico para captura das ineficiências

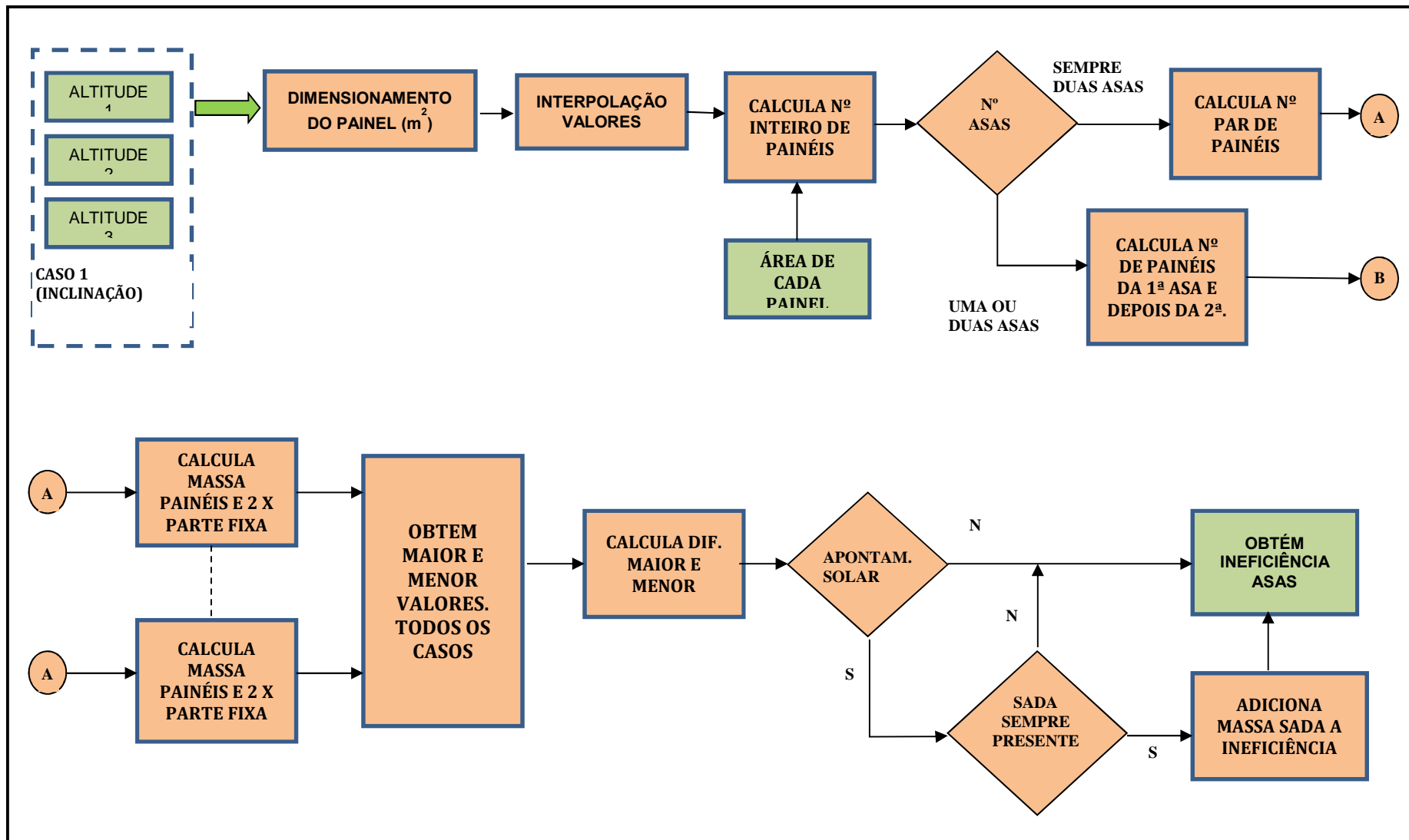


Figura 3.7.1– Modelo de captura das ineficiências das asas solares

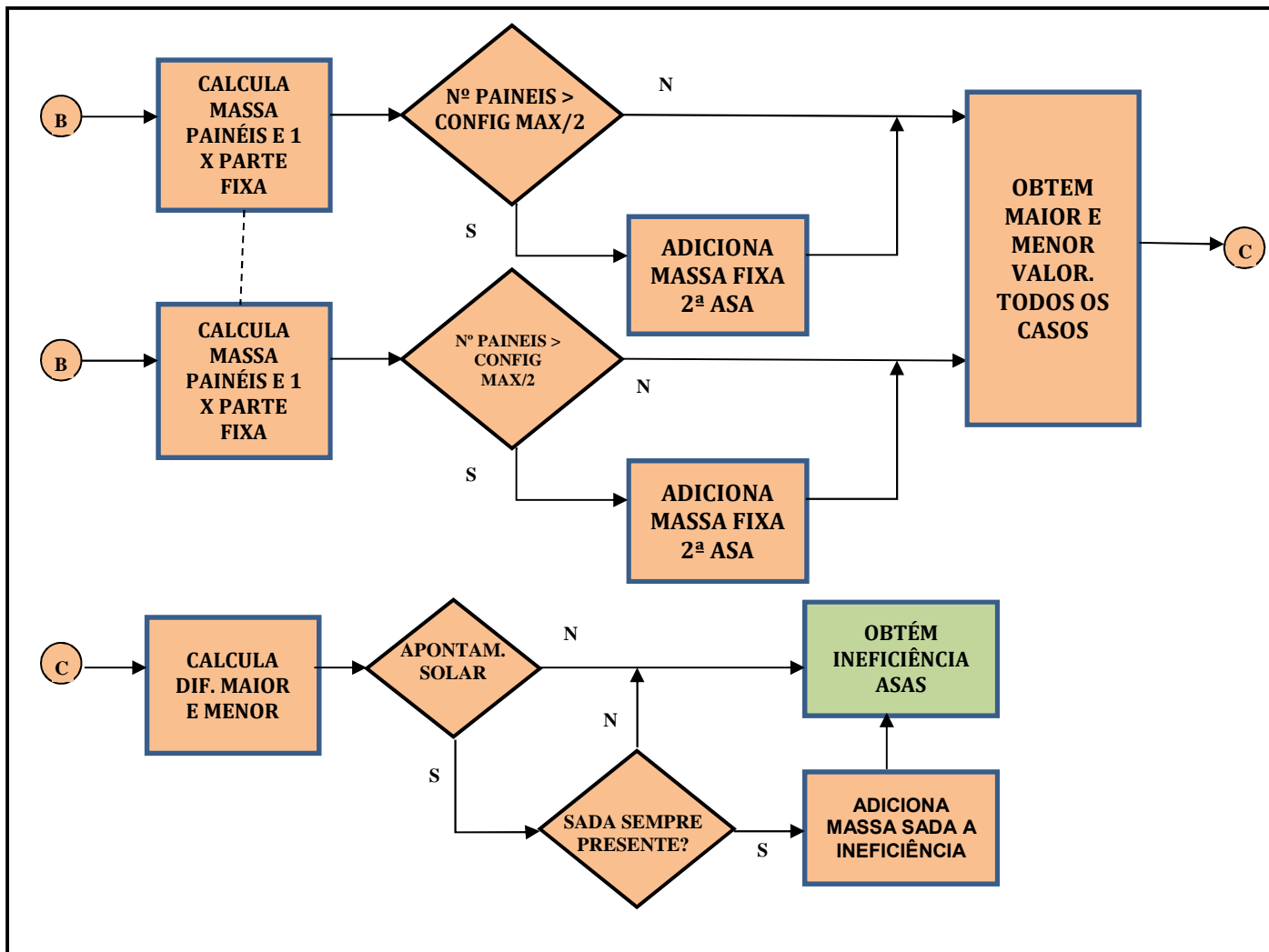


Figura 3.7.2– Modelo de captura das ineficiências das asas solares

3.8. Modelo para captura das ineficiências de proteção contra o efeito de radiação

3.8.1. Conceitos e referências

A dose acumulada de radiação ionizante (Total Ionizing Dose) é medida pelo total de energia das partículas que atingem uma determinada região, dividida pela massa desta região ($1\text{Gray}=1\text{J/kg}$ e $1\text{rad}=0,01\text{Gy}$). A energia das partículas que atingem a pequena massa dos componentes eletrônicos deve ser integrada ao longo da órbita considerando a vida útil do satélite. Para efeito de simplificação, foi considerado o ano do pico de atividade do ciclo solar de 11 anos, sendo então multiplicado pela mínima vida útil da plataforma, em anos. Alguns materiais reduzem significativamente a energia das partículas, funcionando como uma blindagem de proteção. Entre esses materiais está o alumínio, utilizado frequentemente na estrutura dos equipamentos embarcados e do próprio satélite. Essa blindagem faz com que a quantidade de krad ($1\text{krad} = 1000\text{rad}$) absorvida seja menor do que sem a blindagem.

A tecnologia utilizada e o processo de fabricação produzem componentes eletrônicos denominados de *Endurecidos*, com maior ou menor capacidade de absorção de radiação sem a perda de funcionalidades. Quanto mais capacidade de absorção o componente possui, maior é o seu preço.

Com o objetivo de capturar a ineficiência da plataforma por usar componentes endurecidos para o pior caso e que se tornam ineficientes para o melhor caso, o método irá requerer que a capacidade dos componentes seja especificada abaixo do necessário para que seja incluída uma blindagem adicional, correspondendo esta blindagem à massa de ineficiência. Essa especificação abaixo da requerida será estabelecida com base no menor nível de endurecimento que garanta uma grande disponibilidade dos componentes no mercado. Considerando esses componentes, o método irá adicionar nos extremos das caixas de equipamentos, placas de blindagem em paralelo com as placas de circuito impresso, de forma que os componentes com especificação reduzida, possam sobreviver à vida útil estabelecida nas

condições ambientais da missão. Essa blindagem colocada nas caixas de equipamentos corresponde à blindagem adicional àquela já existente e formada pela estrutura do satélite e pelas espessuras das caixas de equipamentos. Portanto, somente a blindagem adicional é que será contabilizada como massa ineficiente, convertendo dessa forma, uma ineficiência financeira em custo na unidade estabelecida como medida da ineficiência do método. Esse mesmo processo é implementado para os equipamentos adquiridos, com a diferença de que a especificação de capacidade não é dos componentes eletrônicos e sim da caixa como um todo.

A *Figura 3.8.1 – Modelo de captura da ineficiência da proteção contra o efeito da radiação* mostra como o método captura as ineficiências. Com base nas simulações efetuadas para todos os casos (exclui o caso do apontamento Solar, uma vez que o apontamento não afeta a dose absorvida) e com base na vida útil especificada para a plataforma, o modelo interpola as doses para os limites de altitudes da plataforma sob análise. Com base na dose máxima especificada para os equipamentos adquiridos e para os componentes eletrônicos, o método determina qual a espessura de placas a serem incorporadas nos equipamentos para reduzir a dose para valores dentro dos tolerados pelos equipamentos e componentes eletrônicos. Para calcular a massa dessa blindagem serão consideradas as quantidades de caixas previstas no projeto em três tamanhos tanto para equipamentos desenvolvidos (com base nos componentes eletrônicos adquiridos) como para os equipamentos comprados.

Essa massa de blindagem é considerada pelo método como uma massa indireta uma vez que os componentes e equipamentos adquiridos sempre incorporam a máxima dose que eles vão sofrer na vida útil, e com esses valores, não é necessário nenhuma blindagem. Para que a massa indireta tenha um valor bem representativo da ineficiência que corresponde, foi incorporado um fator heurísticamente determinado (FOULDS) que deverá multiplicar a massa de blindagem determinada pelo método. Esse fator deverá incorporar, tão próximo quanto possível a diferença de custo dos componentes

endurecidos para o ambiente de radiação do melhor para o pior caso. Essa diferença de custo pode ser transformada em massa pelo custo por quilo de enviar equipamentos ao espaço. Caso a massa de blindagem não corresponda à diferença de custo transformado em massa, a relação entre esses fornecerá o fator adequado.

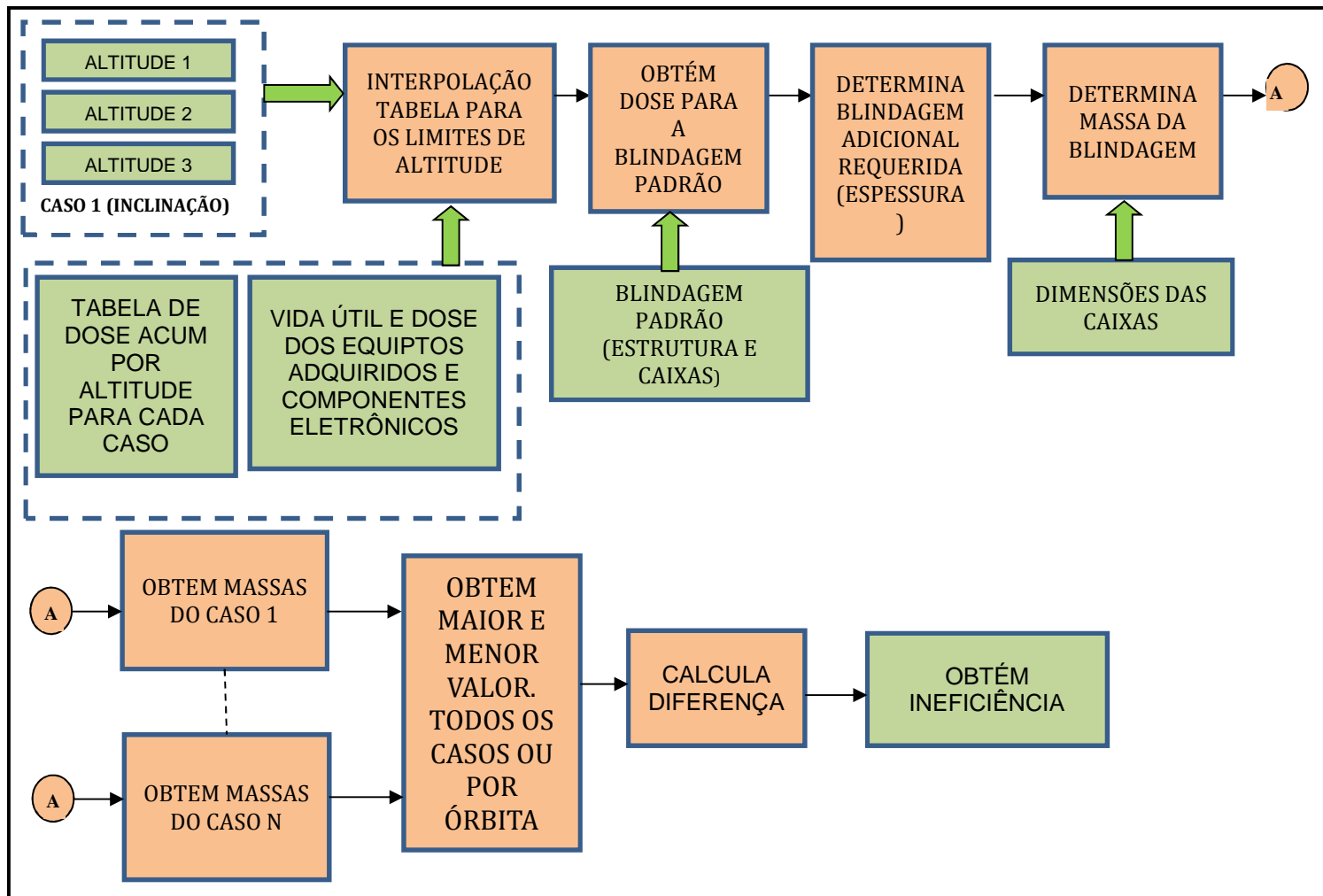


Figura 3.8.1 – Modelo de captura da ineficiência da proteção contra o efeito da radiação

3.9. Modelo de captura das ineficiências da estrutura mecânica da plataforma

As características do meio ambiente de lançamento do satélite consideradas como determinantes para o dimensionamento da estrutura mecânica da plataforma são caracterizadas como cargas primárias e secundárias, onde as primárias são as principais cargas e que ao considerá-las no dimensionamento, grande parte das cargas secundárias estarão cobertas pelo dimensionamento das primárias. Para avaliar o efeito na estrutura mecânica é necessário se ter um modelo da estrutura da plataforma e o modelo de captura das ineficiências.

3.9.1. Cargas primárias e secundárias determinantes do dimensionamento

Como mencionado previamente, as plataformas espaciais são desenvolvidas considerando vários lançadores. Essa consideração induz ineficiências, uma vez que a plataforma deve ser projetada para o envelope de exigências. As principais características do meio ambiente de lançamento que afetam o dimensionamento da estrutura da plataforma são:

- a) Carga mecânica randômica e senoidal produzida pelos motores do lançador e transferida pela interface lançador/plataforma;
- b) Carga acústica randômica produzida pelo ruído do motor e induzida nos painéis laterais da plataforma;
- c) Carga quase-estática proveniente da aceleração longitudinal e lateral do lançador e transferida pela interface lançador/plataforma;
- d) Choques causados pelos dispositivos pirotécnicos na separação dos estágios;
- e) Exigência de desacoplamento das frequências naturais da plataforma, no primeiro modo longitudinal e lateral, das correspondentes no lançador.

O dimensionamento da estrutura mecânica da plataforma não é um somatório do dimensionamento necessário para atender independentemente cada uma das características acima. O atendimento de alguns dos itens acima (piores casos) é suficiente para que os outros também sejam cobertos e portanto, foram priorizados com base em informações de especialistas em projeto de estrutura de satélites.

A carga mecânica randômica tem um efeito significativo nos componentes da plataforma, sendo de menor importância para a estrutura, sendo um fator secundário.

A carga acústica randômica tem um efeito significativo em grandes painéis, não sendo o caso das plataformas consideradas no escopo deste trabalho que são da ordem de 1 m², sendo um fator secundário.

A carga quase-estática constitui um fator primário de dimensionamento, chegando alguns lançadores a 13g e portanto se sobrepõe aos outros fatores de dimensionamento.

A exigência de desacoplamento determina que as frequências dos primeiros modos sejam superiores com uma dada margem das correspondentes no lançador. Esse fator é também primário em termos do dimensionamento uma vez que o aumento da frequência dos primeiros modos acarreta uma estrutura mais rígida, o que se reflete em maior massa, sobrepondo-se ao dimensionamento dos outros fatores.

3.9.2. Modelo de referência da plataforma

Como se pôde observar na *Tabela 3.5.1*, a geometria básica das plataformas espaciais para órbitas baixas é aproximadamente um paralelepípedo com dimensões bem próximas de um cubo. Essa geometria, mostrada na *Figura 3.9.1*, é formada por um painel inferior robusto no qual a interface plataforma/lançador é fixada e um quadro maciço no qual todos os painéis de fechamento são fixados. Esses painéis suportam os equipamentos e podem ser integrados independentemente. Nesses painéis são fixados os

equipamentos e, para efeito do modelo, serão considerados com massa uniformemente distribuída no painel. Esses painéis são modelados com material composto em estrutura sanduíche conforme mostrado na *Figura 3.9.2* (CNES, 1981), composto de duas superfícies planas denominadas folhas de face e no interior dessas, uma estrutura em colmeia, também em alumínio.

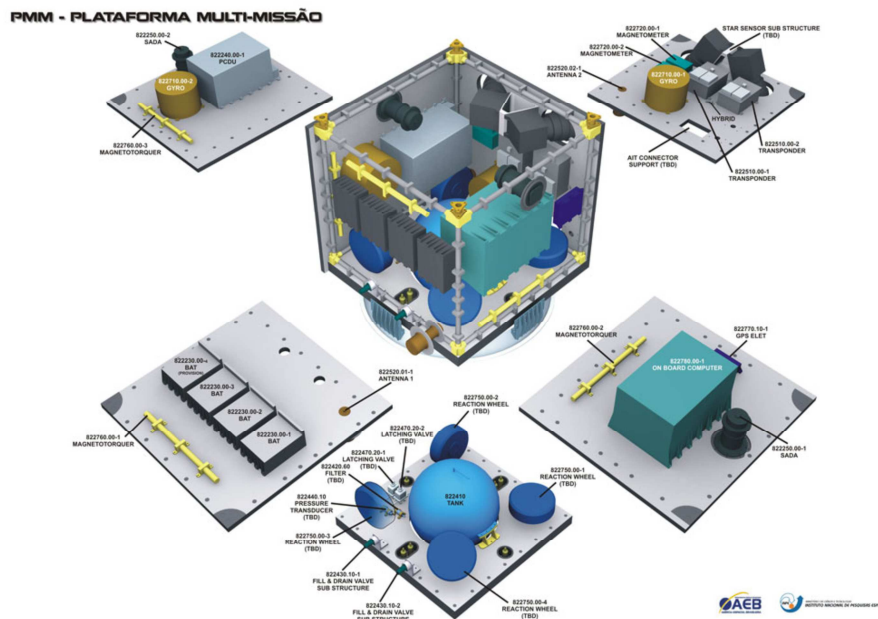


Figura 3.9.1 – Modelo de referência da plataforma

Fonte: INPE (2012)

Sobre a plataforma (painel superior na Figura 3.9.1) deverá ser colocado o módulo de carga útil, o qual deverá incorporar todos os equipamentos que dão uma característica específica ao satélite para a particular missão. Como esse módulo não faz parte da plataforma e é projetado especificamente para a missão, ele não deverá ser considerado para efeito de determinação das ineficiências mas ele deve ser considerado como carga sobre o quadro, considerando a maior massa possível de ser incorporada como carga útil.



Figura 3.9.2 – Estrutura do material sanduíche

Fonte: CNES (1981)

O painel superior e todos os laterais serão modelados como quadrados com carga uniformemente distribuída.

A plataforma deverá ser fixada ao lançador pelo painel de fundo utilizando uma interface cônica. Esta interface não será considerada para efeito de determinação de ineficiência uma vez que ela é específica de cada lançador.

Quanto ao painel de fundo, dois casos serão considerados como modelo de referência. No primeiro deles, a interface com o lançador é fixada diretamente no painel, não estando esta vinculada ao quadro da borda do painel conforme mostrado na *Figura 3.9.3*. Os equipamentos serão considerados distribuídos uniformemente sobre o perímetro externo e os fixados diretamente sobre o círculo da interface com o lançador (caso do tanque de propelente) não serão considerados para efeito de carga. Existem soluções que incorporam nervuras em alumínio para conectar a interface aos quadros mas para efeito de simplificação, o modelo não irá incorporar essas nervuras e o dimensionamento irá afetar apenas as características do painel sanduíche.

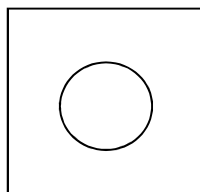


Figura 3.9.3 - Interface interna

O segundo modelo corresponde a uma interface que está fixada no quadro externo conforme *Figura 3.9.4* referenciada como *Interface Vinculada ao Quadro*. Nesse modelo será considerada que quase toda a carga está diretamente colocada sobre a interface e, portanto, não considerada, sobrando apenas a carga colocada diretamente sobre o painel (caso do tanque de propelente e outros equipamentos). Essa carga será a determinante do dimensionamento do painel e considerada uniformemente distribuída na superfície.

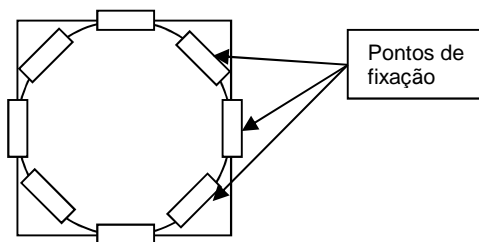


Figura 3.9.4 – Interface vinculada ao quadro

Para efeito do desacoplamento da frequência do primeiro modo de vibração longitudinal do satélite em relação à frequência do primeiro modo do lançador, é necessário analisar como o movimento oscilatório no sentido longitudinal ocorrerá no modelo estrutural proposto. Considerando que existe um quadro rígido que une todos os paines, a parte mais flexível corresponde à união entre o quadro e a interface com o satélite. Pela *Figura 3.9.5 -Deslocamento do painel de fundo para o primeiro modo longitudinal* pode-se observar o movimento indicado pelas setas duplas sobre o círculo da interface com o lançador no sentido longitudinal dos dois extremos da diagonal do satélite.

Quanto mais rígido for o painel inferior maior será a frequência desse movimento, afastando-se da frequência do lançador. A frequência mínima permitida ao satélite depende de cada lançador e quanto maior for esta, o painel do fundo deve ser mais rígido, implicando em maior massa.

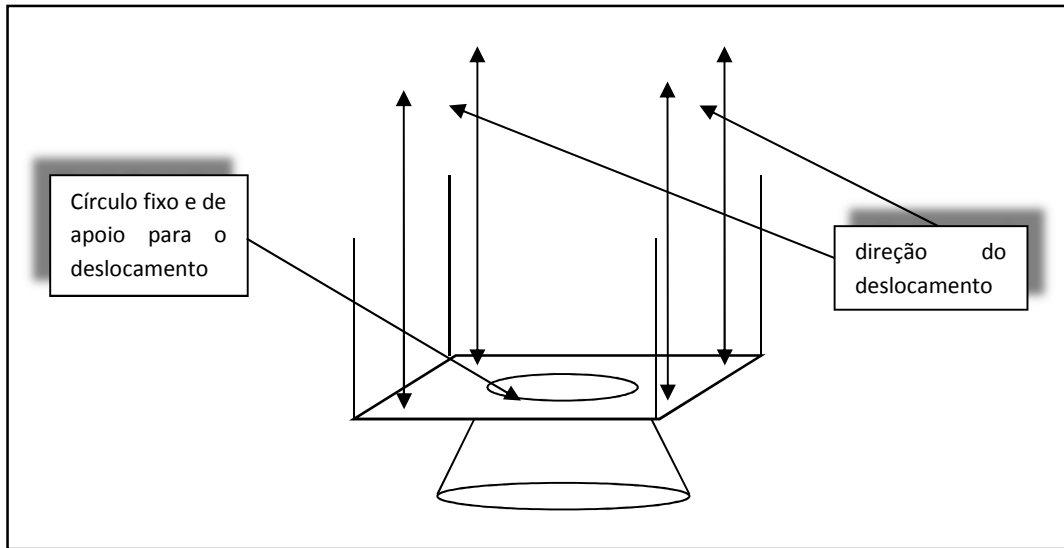


Figura 3.9.5 – Deslocamento do painel de fundo para o primeiro modo longitudinal

3.9.3. Modelo de captura das ineficiências

As plataformas são desenvolvidas para serem colocadas em órbita por diversos lançadores o que induz ineficiências na estrutura devido ao dimensionamento para o pior caso.

O painel superior e inferior terão a sua folha de face dimensionadas para o caso de menor aceleração, com base na redução da espessura da folha de face especificada pelo projetista, conforme se observa na *Figura 3.9.6 – Modelo de captura da ineficiência da estrutura mecânica*. Uma solução analítica irá implementar essa redução para a geometria estabelecida para a plataforma (normalmente se efetua uma modelagem por elementos finitos). Será determinada como a relação entre acelerações está vinculada à relação de espessuras. A solução analítica aplicada ao pior caso, ou seja, à maior aceleração (e que corresponde ao dimensionamento da espessura estabelecida pelo projetista), e a solução para o melhor caso serão obtidas, e dividindo-se uma equação pela outra se obterá a relação de como as acelerações longitudinais afetam a relação entre as espessuras. Todos os outros fatores considerados na solução analítica são os mesmos (mesma solução) e, portanto, serão eliminados. Desta forma, obtém-se a espessura

menor que deveria ser estabelecida para o lançador com menor aceleração. A diferença entre as espessuras irá fornecer a massa adicional quando se considera a densidade do material e as dimensões dos painéis. Para os painéis laterais o mesmo processo é feito com base na aceleração lateral. A aceleração longitudinal tem um efeito muito limitado nos painéis uma vez que o quadro suporta grande parte da carga.

O efeito do desacoplamento mínimo entre a frequência do lançador e o primeiro modo da estrutura do satélite seguirá a mesmo conceito usando-se uma forma analítica que determine a frequência da estrutura do satélite, considerando-se que o projetista dimensionou a espessura da colmeia para dar a rigidez necessária para atingir o lançador que exige a frequência mais alta. Obtém-se pela divisão das soluções analíticas para os dois lançadores uma relação entre frequências e entre espessuras das colmeias. A espessura da folha de face também afeta um pouco a rigidez e, portanto, será considerado o resultado obtido no dimensionamento das cargas quase-estáticas na solução do desacoplamento. Desta forma os efeitos não serão independentes. Isso pode ser observado na *Figura 3.9.6* onde a seta do resultado de um dimensionamento afeta o outro.

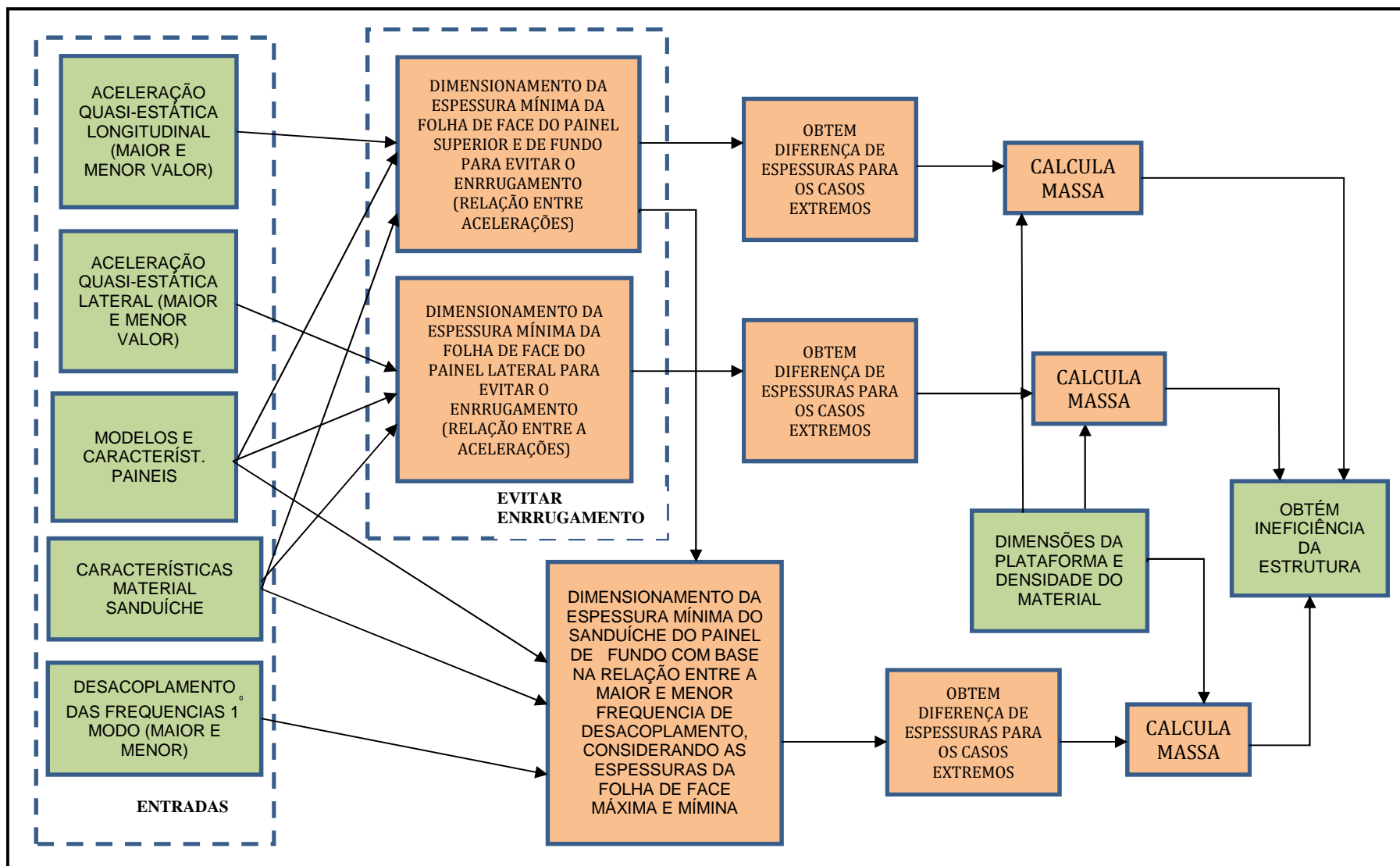


Figura 3.9.6 – Modelo de captura da ineficiência da estrutura mecânica

4 IMPLEMENTAÇÃO DO MÉTODO

Para poder ser utilizado, o método apresentado no capítulo anterior necessita de definições mais específicas bem como a utilização de uma forma de implementar a lógica estabelecida. Esta lógica pode ser implementada por um programa ou por um conjunto de planilhas Excel, utilizando neste caso, as funcionalidades de cálculo e lógica embutidas.

As definições mais específicas do método correspondem a utilizar formulações que traduzam o efeito ambiental sobre a plataforma considerando para isso as simulações para a obtenção dos piores casos, valores médios ou valores integrados anualmente. Esta abordagem permite que o método seja melhorado pelo uso de fórmulas ou modelos mais precisos. Este capítulo traz essas definições mais detalhadas para cada um dos equipamentos que estão sendo dimensionados e cujas ineficiências estão sendo capturadas.

A implementação da lógica dos modelos de captura foi efetuada em diversas planilhas Excel relacionadas no *Apêndice B – Planilhas que Implementam o Método*.

4.1. Aspectos gerais

4.1.1. Simuladores

Nos projetos espaciais é muito comum efetuar simulações do satélite no espaço objetivando determinar os piores casos (determinantes no dimensionamento). Essas simulações procuram retratar com fidelidade os efeitos ambientais tais como o campo gravitacional, o campo magnético, a densidade do ar, eclipses, ângulo de aspecto solar e absorção de radiação. Para executar esses simuladores é preciso fornecer parâmetros de entrada sobre as órbitas, datas de simulação, efeitos a serem considerados e características da plataforma como a geometria do satélite, o apontamento, entre outros dados. A simulação de cada caso é um processo trabalhoso uma vez que requer o posicionamento correto de todos os parâmetros de entrada e uma verificação da coerência dos resultados obtidos. Com o objetivo de

simplificar a utilização do método (a ser utilizado na fase de concepção), todas as simulações necessárias foram realizadas na fase de desenvolvimento do método, determinando os casos relevantes (piores casos), os efeitos por unidade de área (e.g. no caso do arrasto por unidade de superfície projetada na direção do vetor velocidade), valores médios e integrados no ano entre outros.

4.1.2. Sistema de referência e apontamento

O sistema de referência da plataforma no método tem sua origem posicionada no centro do círculo da interface com o lançador e na superfície externa do painel estrutural (painel do fundo) que suporta a interface. O eixo X é normal ao painel do fundo, sendo positivo o sentido que vai para o módulo de carga útil. O eixo Y está contido na face externa do painel do fundo e na direção do eixo de rotação das asas de células solares. A *Figura 4.1.1* mostra o sistema de referência do AOCS da PMM e que coincide com o adotado no método em termos da direção dos eixos. A origem do sistema de referência no método está situada no centro da interface com o lançador, na superfície externa do painel do fundo.

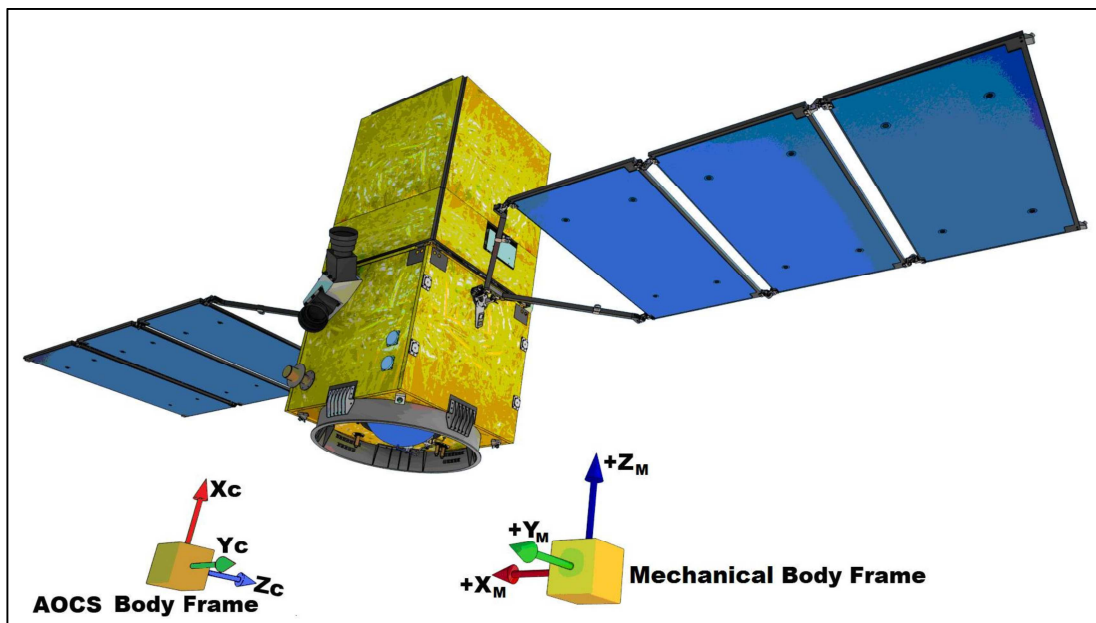


Figura 4.1.1 – Sistema de referência
Fonte: Arquivo de figuras da PMM

Para simular o satélite nas diversas órbitas e capturar a sua interação com o meio ambiente (arrasto, campo magnético, ângulo com relação ao Sol, etc.) é necessário definir o apontamento que os eixos do satélite deverão adotar em relação a pontos marcantes desse meio ambiente (como Sol, Lua, Terra, etc.). No caso de um satélite apontado para Nadir, o eixo Z do método é apontado para Nadir e o eixo X apontado para o vetor velocidade (órbita circular). O eixo +y, como consequência dos outros dois, fica perpendicular ao plano da órbita e deve formar um triedro positivo.

No caso de um satélite com apontamento solar, o eixo X do satélite no método deve apontar para o Sol, o eixo Z ficará no plano orbital e o eixo Y formando um triedro positivo. O eixo Y, que é o eixo de rotação das asas, por construção está contido no plano perpendicular ao eixo X, não havendo necessidade de rotação dos painéis, bastando que o plano que contém as células fotovoltaicas, fique perpendicular ao eixo X para obter o máximo de energia.

4.2. Dimensionamento dos tanques

4.2.1. Princípio do cálculo

Os tanques de propelente foram classificados como FDM, ou seja, são dimensionados a partir de várias necessidades de correções. O dimensionamento incorporado no método, como visto anteriormente, abrange somente o propelente necessário para restaurar a órbita devido ao decaimento pelo efeito do arrasto atmosférico. Com a determinação da quantidade de propelente é possível determinar pelo processo já descrito, a massa do tanque necessária para o objetivo estabelecido. Como parâmetro de entrada é necessário que se defina o erro da órbita tolerado pela missão. Esse erro é informado em metros de redução do semieixo orbital. A densidade atmosférica varia com a atividade solar e com outros parâmetros (atividade geomagnética, variação diurna, variação no ano, etc.). Será considerado o modelo atmosférico estabelecido por Jacchia (1977) sendo que foram implementados quatro casos, cuja escolha é estabelecida por um parâmetro de entrada. Foram incorporadas as temperaturas exoesféricas de 800, 1400, 2000 e 2600 °K, sendo as

densidades atmosféricas crescentes com a temperatura. Como não foram considerados outros fatores, a densidade, no método, será função apenas da altitude da órbita. O decaimento será considerado entre a altitude nominal da órbita e a nominal deduzida do erro máximo tolerado. A diferença entre as altitudes determina o propelente necessário e o tempo que leva para atingir a altitude limite determinará a frequência das manobras de correção da órbita. Dessa forma é possível determinar a quantidade de propelente por ano e dentro da vida útil informada.

Para as órbitas hélio-síncronas, é comum se utilizar como limite para ajuste de órbita, o desvio em relação ao horário nominal de cruzamento do Equador do nodo descendente ou desvio em longitude em km do local de cruzamento nominal do Equador. Para este caso será obtido o desvio do semieixo (diferença entre altitudes) em função de alguns parâmetros em particular da densidade atmosférica afeta a taxa de decaimento do semieixo com o tempo.

O consumo de propelente é função da tecnologia utilizada e traduzida pelo impulso específico que representa indiretamente, o consumo de propelente. A determinação da frequência de manobras depende da área projetada do satélite na direção do vetor velocidade, e portanto, do apontamento do satélite.

Para o apontamento Nadir, o eixo X é coincidente com o vetor velocidade e a superfície do satélite normal ao eixo X (frente do módulo de carga útil) está sempre normal ao vetor velocidade. Para este caso não foi necessário utilizar simulações e apenas o equacionamento para uma condição estável, apresentada no item que segue. Todas as outras superfícies têm o vetor velocidade no plano ou estão cobertas por outras superfícies (caso do $-X$) e, portanto, não têm efeito de arrasto. Como as asas de células solares estão em rotação constante para tornar o ângulo com o Sol o maior possível, será considerado o valor médio orbital do ângulo de ataque, tanto do lado das células quanto do lado da estrutura.

No caso de apontamento solar, o vetor velocidade gira ao redor do satélite uma vez por órbita. Utilizando-se de programa-produto comercial de simulação

(STK, 2008), foi possível obter-se o maior ângulo de ataque médio orbital de cada painel estrutural do satélite.

A quantidade de propelente necessária para toda a vida útil em cada caso (altitudes, inclinações, configurações do satélite e apontamentos) foi determinada e a massa correspondente do tanque necessária para armazenar esse propelente foi determinada. A maior massa de tanque subtraída da menor massa corresponde à medida de ineficiência acarretada pela generalidade da solução.

4.2.2. Formulação utilizada

O trabalho é definido como o módulo da força vezes a distância (RESNICK e HALLIDAY, 1973) conforme *Equação 4.2.1*.

$$E = F \cdot d \quad (4.2.1)$$

A perda de energia E de qualquer objeto com velocidade \underline{V} , sob efeito de uma força constante de módulo F , é obtida pela derivada no tempo da *Equação 4.2.1*. A *Equação 4.2.2*, apresenta vetorialmente esse resultado onde \underline{F}_d corresponde ao módulo da força de frenagem constante proveniente do arrasto (drag), \underline{V} o módulo da velocidade orbital e θ o ângulo de ataque, ou seja, o ângulo entre a força de arrasto e a normal à superfície.

$$\frac{dE}{dt} = \overline{F}_d \cdot \vec{V} = -F_d \cdot V \cdot \cos \theta \quad (4.2.2)$$

A força que retira energia da órbita é a força projetada na direção normal à superfície, sendo portanto negativa. A força de arrasto é função da densidade do ar, da área frontal, da velocidade e de um coeficiente de arrasto que depende da geometria e da característica da superfície. O módulo da força de arrasto normal a uma superfície é dada pela *Equação 4.2.3* (BODEN, 1992):

$$F_d = a_d \cdot m = (\rho \cdot C_d \cdot A_v \cdot V^2 / 2m) \cdot m \quad (4.2.3)$$

Onde a_d é o módulo da aceleração (ou desaceleração se valor for negativo), A_v a área frontal do veículo, ρ a densidade atmosférica e m a massa do objeto.

Essa força é considerada constante pelo método para todas as órbitas apontadas para o Nadir e para uma dada altitude. Para o apontamento solar se utiliza o ângulo de ataque médio orbital de cada superfície como o valor constante equivalente.

A variação de energia orbital é dada pela Equação 4.2.4 com a substituição de F_d da Equação 4.2.2 e a substituição de $A_v \cdot \cos \theta$ pela área frontal efetiva A_E .

$$\frac{dE}{dt} = - \left(\rho \cdot C_d \cdot \frac{A_v \cdot V^2}{2} \right) \cdot V \cdot \cos \theta = -\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot V^3 / 2 \quad (4.2.4)$$

A energia orbital específica é dada pela Equação 4.2.5 (BODEN, 1992).

$$E_e = -\frac{\mu}{2 \cdot a} \quad (4.2.5)$$

Para um objeto de massa m tem-se:

$$E = -m \cdot \frac{\mu}{2 \cdot a} \quad (4.2.6)$$

A derivada da energia em relação ao tempo é decomposta na derivada da energia em relação ao semieixo da órbita multiplicada pela derivada do semieixo em relação tempo, conforme Equação 4.2.7. A derivada da energia em relação ao semieixo é obtida derivando a Equação 4.2.6 e aplicada na Equação 4.2.7.

$$\frac{dE}{dt} = \left(\frac{dE}{da} \right) \cdot \left(\frac{da}{dt} \right) = \left(m \cdot \frac{\mu}{2 \cdot a^2} \right) \cdot \left(\frac{da}{dt} \right) \quad (4.2.7)$$

Logo a variação do semieixo da órbita, que corresponde à variação de altitude, é dada pela Equação 4.2.8 com a substituição da derivada da energia em relação da Equação 4.2.4.

$$\frac{da}{dt} = \frac{\left(\frac{dE}{dt} \right)}{m \cdot \frac{\mu}{2 \cdot a^2}} = \left(-\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot \frac{V^3}{2} \right) / \left(m \cdot \frac{\mu}{2 \cdot a^2} \right) \quad (4.2.8)$$

Para órbitas circulares a velocidade orbital é dada pela Equação 4.2.9 (BODEN, 1992).

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{a}} \quad (4.2.9)$$

Substituindo a velocidade orbital dada pela *Equação 4.2.9* na *Equação 4.2.8* se tem:

$$\frac{da}{dt} = -\frac{\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot \left(\frac{\mu}{a}\right)^{\frac{3}{2}} \cdot a^2}{m \cdot \mu} = -\frac{\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot \mu^{1/2} \cdot a^{1/2}}{m} \quad (4.2.10)$$

Integrando *Equação 4.2.10* a partir do valor nominal do semieixo a_n ao valor de limite aceitável, ou seja o semieixo final a_f , se tem a *Equação 4.2.11*.

$$\int_{a_n}^{a_f} \left(\frac{1}{a^{1/2}}\right) \cdot da = -\int_0^{\tau} \frac{\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot \mu^{1/2}}{m} \cdot dt \quad (4.2.11)$$

O resultado da integral é dado pela *Equação 4.2.12*.

$$2 \cdot \left(a_f^{1/2} - a_n^{1/2}\right) = -\frac{\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot \mu^{1/2}}{m} \cdot \tau \quad (4.2.12)$$

Considerando que o limite aceitável do semieixo é igual ao valor nominal mais uma variação e substituído esse valor na *Equação 4.2.12* tem-se:

$$a_f = a_n + \Delta a \quad (4.2.13)$$

$$2 \cdot \left[(a_n + \Delta a)^{1/2} - a_n^{1/2}\right] = -\frac{\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot \mu^{1/2}}{m} \cdot \tau \quad (4.2.14)$$

Considerando que o semieixo é da ordem de 7000 km ou maior e a variação orbital aceita é da ordem de alguns km, é possível aplicar do lado esquerdo de *Equação 4.2.14*, o desenvolvimento em série de Taylor ao redor do valor do semieixo até o primeiro termo, onde $(a_n + \Delta a)^{1/2}$ é caracterizado como $f(x)$.

$$\begin{aligned} f(x) &= (a_n + x)^{1/2} \\ f(x) &= f(0) + x\dot{f}(0) \\ \dot{f}(x) &= (a_n + x)^{-1/2}/2 \\ f(0) &= a_n^{1/2} \\ \dot{f}(0) &= (a_n)^{-1/2}/2 \\ f(x) &= a_n^{1/2} + \frac{x(a_n)^{-1/2}}{2} \end{aligned}$$

$$x = \Delta a$$

$$f(\Delta a) = a_n^{1/2} + \frac{\Delta a \cdot a_n^{-1/2}}{2} \quad (4.2.15)$$

Aplicando na *Equação 4.2.14* o resultado do desenvolvimento em série obtido na *Equação 4.2.15* obtém-se:

$$2 \cdot \left[a_n^{1/2} + \frac{\Delta a \cdot a_n^{-1/2}}{2} - a_n^{1/2} \right] = - \frac{\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot \mu^2}{m} \cdot \tau$$

$$\Delta a \cdot a_n^{-1/2} = - \frac{\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot \mu^{1/2}}{m} \cdot \tau$$

$$\tau = - \frac{\Delta a \cdot m}{\rho \cdot C_d \cdot A_E \cdot a_n^{1/2} \cdot \mu^{1/2}} \quad (4.2.16)$$

A *Equação 4.2.16* fornece o tempo de decaimento de Δa a partir do semieixo nominal, com qual obtém-se a frequência das manobras anuais e na vida útil do satélite. O erro da órbita Δa é dado pelo projetista de acordo com a missão considerada, C_d é informado pelo projetista sendo 2,2 o valor pré-estabelecido, A_E corresponde à área do veículo projetada na direção do vetor velocidade, incluindo as superfícies do satélite e as asas de painéis solares. A densidade ρ é a obtida para a altitude considerada e uma dada temperatura exoesférica (JACCHIA, 1977), a massa m é a massa total do satélite e a corresponde ao semieixo da órbita circular com o raio padrão da Terra somada à altitude nominal da órbita.

Para as órbitas hélio-síncronas nas quais se informa o erro do horário de cruzamento do Equador no nodo descendente, o desvio de altitude deverá ser calculado a partir do desvio do horário nominal. Isto será feito pela *Equação 4.2.17* (INPE, 2001a) onde o erro do semieixo é o dobro do valor calculado uma vez que corresponde a um desvio a mais e a menos do valor nominal. Na equação d_{max} corresponde ao desvio em segundos, a_n ao valor nominal do semieixo em metros e da/dt à variação no tempo do semieixo dada pela *Equação 4.2.10*.

$$\Delta a = \sqrt{-\frac{8}{3} d_{max} a_n \cdot \frac{da}{dt}} \quad (4.2.17)$$

Para determinar a quantidade de propelente em cada manobra é necessário determinar a variação de velocidade Δv entre as duas órbitas, a nominal (V_n) e a com erro máximo (V_f). A *Equação 4.2.9* (BODEN, 1992) aplicado a uma órbita circular determina a velocidade orbital (fixa para uma órbita circular) em função do semieixo da órbita, ou seja a soma da altitude com o raio da Terra. Para se obter a velocidade adicional a partir de uma órbita para atingir a outra órbita (para o nosso caso da órbita com erro V_f para a órbita nominal V_n) é necessário fazer duas manobras conforme *Figura 4.2.1*. A primeira manobra no ponto A colocando o satélite em uma órbita elíptica que toca a órbita nominal no ponto B. A segunda manobra no ponto B transforma a órbita elíptica em uma órbita circular correspondente à órbita nominal. Essas manobras são coplanares e caracterizadas como *Transferência de Órbita de Hohmann* (BODEN, 1992). A variação de velocidade ΔV desta manobra é determinada pela *Equação 4.2.18*.

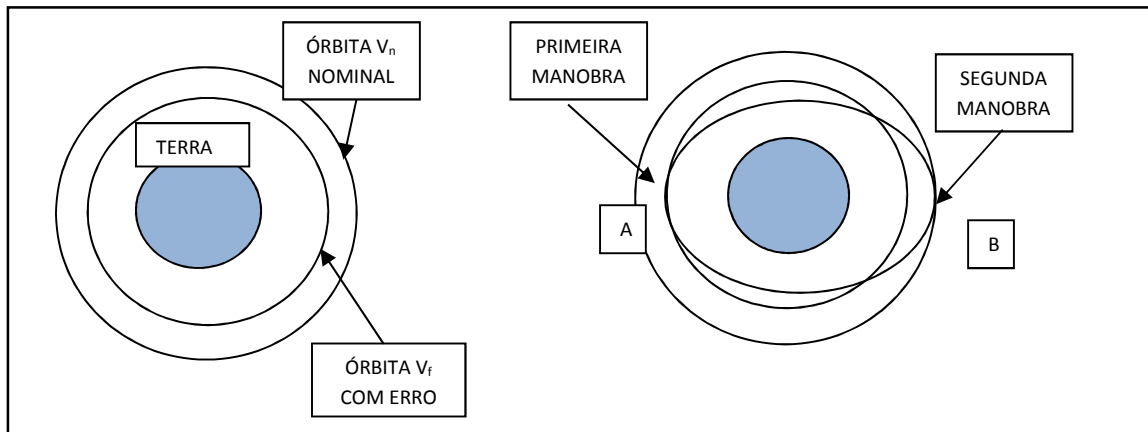


Figura 4.2.1 – Manobras na mudança de órbitas circulares

$$\Delta V_{total} = \sqrt{\mu} \left[\left| \left(\sqrt{\frac{2}{a_f} - \frac{2}{a_f+a_n}} \right) - \sqrt{\frac{1}{a_f}} \right| + \left| \left(\sqrt{\frac{2}{a_n} - \frac{2}{a_f+a_n}} \right) - \sqrt{\frac{1}{a_n}} \right| \right] \quad (4.2.18)$$

Substituindo o valor de a_f da *Equação 4.2.13*, obtém-se:

$$\Delta V_{total} = \sqrt{\mu} \left[\left| \left(\sqrt{\frac{2}{a_n+\Delta a} - \frac{2}{2a_n+\Delta a}} \right) - \sqrt{\frac{1}{a_f}} \right| + \left| \left(\sqrt{\frac{2}{a_n} - \frac{2}{2a_n+\Delta a}} \right) - \sqrt{\frac{1}{a_n}} \right| \right] \quad (4.2.19)$$

Com o Δv calculado por manobra, pode-se calcular o Δv por ano multiplicando-se pelo número de manobras por ano ou na vida útil do satélite. A partir do Δv é

necessário determinar o gasto de combustível e para isso será utilizada a *Equação 4.2.20* (SACKHEIM, WOLF e ZAFRAN).

$$m_p = m_f - m_i = m_i \left(1 - e^{-\left(\Delta v / I_{SP} \cdot g\right)} \right) \quad (4.2.20)$$

Onde m_p é a massa de propelente necessária para o dado Δv , m_f e m_i , as massas inicial (antes da manobra) e final do satélite (após a manobra), I_{sp} , o impulso específico como medida de desempenho do propulsor em termos de consumo e g , a aceleração padrão da gravidade. A equação a ser utilizada considera sempre a massa total do satélite, incluindo o propelente total.

Para o caso de apontamento Solar, as asas de células solares serão sempre consideradas com a normal na mesma direção do eixo X do satélite, uma vez que esse eixo sempre apontará para o Sol. Portanto o ângulo de ataque das asas dos painéis solares será o mesmo da superfície normal ao eixo X.

Para o caso de apontamento Nadir, a única superfície do corpo do satélite que sofre o efeito de arrasto é a normal ao eixo X, com o valor constante de 90° , as outras têm o ângulo de 90° ou estão escondidas pelo satélite (superfície no fundo do satélite e normal ao eixo X), portanto com efeito nulo. Quanto aos painéis solares, eles giram constantemente para garantir o menor ângulo com a normal às asas, sendo que o eixo de rotação das asas é normal ao plano orbital. Do ponto de vista arrasto tanto a superfície com células como a superfície sem células sofrem o efeito. O ângulo de ataque de uma asa de 1 m^2 de um satélite com apontamento Nadir pode ser visualizada na *Figura 2.2.2*, tendo uma variação senoidal em uma órbita (2π) sempre positiva pelo efeito da superfície traseira das asas.

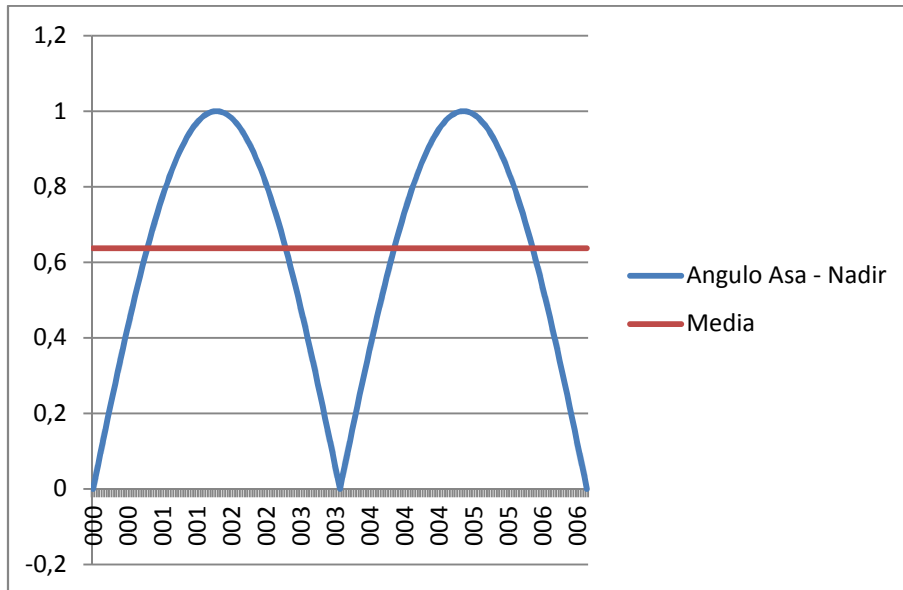


Figura 4.2.2 – Média orbital de painéis solares em satélites apontados para Nadir

O valor médio de área por órbita da configuração mostrada, considerando uma área A é determinado pela Equação 4.2.21.

$$\begin{aligned}
 A_M &= \frac{A}{2\pi} \left[\int_0^\pi A \sin \theta d\theta + \int_\pi^{2\pi} -A \sin \theta d\theta \right] \\
 A_M &= \frac{A}{2\pi} [(-\cos \theta)_0^\pi + (\cos \theta)_\pi^{2\pi}] \\
 A_M &= \frac{A}{2\pi} [(1 + 1) + (1 + 1)] \\
 A_M &= \frac{2A}{\pi} \tag{4.2.21}
 \end{aligned}$$

4.3. Dimensionamento das rodas de reação

4.3.1. Princípio do cálculo

As rodas de reação foram classificadas como FDM, ou seja, são dimensionados a partir de várias necessidades de absorção de momento angular. O dimensionamento incorporado no método abrange somente o momento angular proveniente do torque aerodinâmico dos três eixos do satélite. O torque deverá considerar a posição do centro de massa do satélite, a posição do centro de pressão de cada painel estrutural externo do satélite e das asas de painéis solares. As forças de arrasto utilizadas para determinar o

decaimento da órbita serão utilizadas para o torque, sendo essas aplicadas no centro de pressão de cada superfície considerada.

No caso de apontamento Nadir não é necessário se efetuar simulações uma vez que a atitude do satélite garante sempre as mesmas condições durante todo o ano.

No caso do apontamento solar, será obtido o ângulo de ataque médio orbital de cada superfície, sendo todos os outros parâmetros constantes para cada caso.

A capacidade de cada roda foi estabelecida como a necessária para armazenar o momento angular de um número inteiro de órbitas, sendo uma órbita o valor pré-estabelecido. Essa capacidade foi determinada em cada caso (altitudes, inclinações, configurações do satélite e apontamentos). A massa das rodas necessária para armazenar o momento angular de cada órbita foi determinada, sendo a diferença entre o pior e melhor caso a ineficiência devido à generalidade da solução.

4.3.2. Fórmulas para determinação do momento angular

A variação do momento angular total (H_T) do satélite em relação a um referencial inercial R_I é dada pela *Equação 4.3.1* (BETERMIER, CHARMEAU, *et al.*, 1994) onde M_{EXT} é a soma dos momentos ou torques externos aplicados em relação aos eixos de inércia do satélite (conservação do momento angular em um referencial inercial).

$$\left(\frac{d}{dt}[\vec{H}_T]\right)_{R_I} = M_{EXT} \quad (4.3.1)$$

Esta equação é matricial correspondendo aos três eixos do satélite.

O momento angular do satélite pode ser decomposto no momento angular das rodas e do momento angular do corpo do satélite conforme a *Equação 4.3.2*, onde H_R corresponde ao momento angular das rodas, I , o tensor de inércia e Ω_V , a velocidade angular do corpo do satélite ou veículo. Do lado direito da

equação \underline{M}_f corresponde ao somatório dos momentos aplicados e \underline{T}_d , às forças externas gerando torques.

$$\left(\frac{d}{dt}[\underline{I}\underline{\Omega}_V + \underline{H}_R]\right)_{RI} = \underline{M}_f + \underline{T}_d \quad (4.3.2)$$

Para que se possa trabalhar em um referencial local é preciso considerar o efeito de uma derivada aplicada em um sistema de referência no outro. A *Equação 4.3.3* (BETEMIER, CHARMEAU, *et al.*, 1994) mostra esse efeito, onde a derivada de um vetor qualquer em relação ao referencial inercial (R_I) é igual à derivada do mesmo vetor em relação ao referencial local (R_L) somado vetorialmente com o produto vetorial entre a velocidade angular do referencial local em relação ao inercial e o vetor em questão. A velocidade angular entre os dois sistemas de referência é expressa no sistema de referência local.

$$\left(\frac{d}{dt}[\underline{\Gamma}]\right)_{RI} = \left(\frac{d}{dt}[\underline{\Gamma}]\right)_{RL} + \underline{\Omega}_{RL/RI} \times [\underline{\Gamma}] \quad (4.3.3)$$

Portanto a *Equação 4.3.1* fica da seguinte forma quando considerado o referencial de trabalho o local.

$$\left(\frac{d}{dt}[\underline{I}\underline{\Omega}_V + \underline{H}_R]\right)_{RL} + \underline{\Omega}_{RL/RI} \times [\underline{I}\underline{\Omega}_V + \underline{H}_R] = \underline{M}_f + \underline{T}_d \quad (4.3.4)$$

Considerando que o único efeito considerado é a força de arrasto (F_{drag}), M_f é nulo, o torque causado por esta força sobre o centro de pressão (V_{PCP}) em relação ao centro de massa (V_{PCM}) é dado pelo produto vetorial da *Equação 4.3.5* (ETERNO, 2005).

$$\underline{T}_d = (\underline{V}_{PCM} - \underline{V}_{PCP}) \times \underline{F}_{drag} \quad (4.3.5)$$

Considerando os três eixos tem-se a *Equação 4.3.6*.

$$\underline{T}_d = \begin{pmatrix} d_{xCM} - d_{xCP} \\ d_{yCM} - d_{yCP} \\ d_{zCM} - d_{zCP} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} F_{dx} \\ F_{dy} \\ F_{dz} \end{pmatrix} \quad (4.3.6)$$

Aplicando a *Equação 4.3.6* no termo à direita da *Equação 4.3.4* e considerando M_f nulo, obtém-se a *Equação 4.3.7*.

$$\frac{d}{dt} [\overrightarrow{I\Omega_V} + \overrightarrow{H_R}]_{RL} + \overrightarrow{\Omega_{RL/RI}} \times [\overrightarrow{I\Omega_V} + \overrightarrow{H_R}] = \begin{pmatrix} d_{xCM} - d_{xCP} \\ d_{yCM} - d_{yCP} \\ d_{zCM} - d_{zCP} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} F_{dx} \\ F_{dy} \\ F_{dz} \end{pmatrix} \quad (4.3.7)$$

O objetivo do método é dimensionar a capacidade de momento angular das rodas necessária para absorver a perturbação externa causada pelo arrasto atmosférico sobre as partes do satélite. Esse momento angular será armazenado durante uma ou mais órbitas inteiras evitando com isto que o satélite perca o seu apontamento. Integrando a *Equação 4.3.7* por uma órbita e aplicando o resultado do produto vetorial, teremos a *Equação 4.3.8*.

$$\int \frac{d}{dt} [\overrightarrow{I\Omega_V} + \overrightarrow{H_R}] \cdot dt + \int \overrightarrow{\Omega_{RL/RI}} \times [\overrightarrow{I\Omega_V} + \overrightarrow{H_R}] \cdot dt = \int \begin{pmatrix} (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dz} - (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dy} \\ (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dx} - (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dz} \\ (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dy} - (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dx} \end{pmatrix} \cdot dt \quad (4.3.8)$$

Considerando o erro de apontamento do satélite desprezível em termos de momento angular acumulado em uma órbita, o termo $I\Omega_V$ é considerado nulo e tem-se a *Equação 4.3.9* implementando esta simplificação.

$$\int \frac{d}{dt} [\overrightarrow{H_R}] \cdot dt + \int \overrightarrow{\Omega_{RL/RI}} \times [\overrightarrow{H_R}] \cdot dt = \int \begin{pmatrix} (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dz} - (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dy} \\ (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dx} - (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dz} \\ (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dy} - (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dx} \end{pmatrix} \cdot dt \quad (4.3.9)$$

Considerando o sistema de referência local para o apontamento Nadir, $\Omega_{RL/RI}$ corresponde à velocidade angular do satélite ao redor da Terra, sendo um vetor perpendicular ao plano orbital e com uma componente em um único eixo do referencial local. Considerando o eixo Y perpendicular à órbita, o vetor $\Omega_{RL/RI}$ corresponderá ao vetor da *Equação 4.3.10*.

$$\overrightarrow{\Omega_{RL/RI}} = \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (4.3.10)$$

O segundo termo á esquerda da *Equação 4.3.9* terá o seu produto vetorial mostrado na *Equação 4.3.11*.

$$\int \frac{d}{dt} [\vec{H}_R] \cdot dt + \int \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_0 \\ 0 \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{pmatrix} \cdot dt =$$

$$\int \begin{pmatrix} (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dz} - (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dy} \\ (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dx} - (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dz} \\ (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dy} - (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dx} \end{pmatrix} \cdot dt \quad (4.3.11)$$

Desenvolvendo o produto vetorial teremos a *Equação 4.3.12*.

$$\int \frac{d}{dt} [\vec{H}_R] \cdot dt + \int \begin{pmatrix} \omega H_z \\ 0 \\ -\omega H_x \end{pmatrix} \cdot dt = \int \begin{pmatrix} (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dz} - (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dy} \\ (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dx} - (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dz} \\ (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dy} - (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dx} \end{pmatrix} \cdot dt$$

(4.3.12)

Pode-se observar na segunda integral que o momento angular das rodas z e x tem um comportamento senoidal uma vez que ω é a velocidade angular do satélite ao redor da Terra, sendo nula esta integral em uma órbita. Com esta simplificação e simplificando o primeiro termo, obtém-se a *Equação 4.3.13*.

$$\vec{H}_R = \int \begin{pmatrix} (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dz} - (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dy} \\ (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dx} - (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dz} \\ (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dy} - (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dx} \end{pmatrix} \cdot dt \quad (4.3.13)$$

Levando em consideração que as distâncias entre o centro de gravidade e os centros de pressão são constantes, não mudam durante a órbita, e considerando que a força de arrasto da órbita é sempre a mesma uma vez que a altitude não muda e nem a atitude do satélite, pode-se simplificar a *Equação 4.3.13*.

$$\vec{H}_R = \begin{pmatrix} (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dz} - (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dy} \\ (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dx} - (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dz} \\ (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dy} - (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dx} \end{pmatrix} \int dt \quad (4.3.14)$$

onde a integral em uma órbita é igual ao período orbital.

$$\vec{H}_R = \begin{pmatrix} (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dz} - (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dy} \\ (d_{zCM} - d_{zCP}) \cdot F_{dx} - (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dz} \\ (d_{xCM} - d_{xCP}) \cdot F_{dy} - (d_{yCM} - d_{yCP}) \cdot F_{dx} \end{pmatrix} \cdot T_{ORB} \quad (4.3.15)$$

No caso de um apontamento inercial (caso de apontamento do Solar) o referencial local é inercial e o uso de outro referencial inercial padrão incorpora um fator constante, não alterando o momento angular integrado em uma órbita. Neste caso também será utilizado a força de arrasto média da órbita, sendo portanto, também constante.

A força de arrasto efetiva é dada pela *Equação 4.2.3 com a inclusão do ângulo de ataque θ* .

$$F_e = \rho \cdot C_d \cdot A_V \cdot \cos \theta \cdot V^2 / 2 \quad (4.3.16)$$

A velocidade será substituída pelo seu valor na *Equação 4.2.9* e teremos a força a ser utilizada pelo método.

$$F_e = \rho \cdot C_d \cdot A_V \cdot \cos \theta \cdot \mu / 2a \quad (4.3.17)$$

4.4. Dimensionamento das bobinas de torque magnético

4.4.1. Princípio do cálculo

As bobinas de torque magnético têm por objetivo descarregar o momento angular das rodas de reação pelo estabelecimento de um momento produzido por uma corrente elétrica em uma bobina e que gera um campo magnético que interage com o campo magnético da Terra, obrigando à roda a se descarregar para fazer face a esse momento. Essas bobinas serão representadas simplificada por um modelo de dipolo magnético. Para isso devem ser dimensionadas para a órbita de maior valor de momento angular do ano e para o caso de menor intensidade de campo magnético da Terra no ciclo anual. A menor intensidade de campo magnético da Terra em cada eixo foi obtida por simulação (STK com o modelo IGRF para o campo magnético) nas diversas inclinações e altitudes, considerando sempre o seu valor absoluto (capacidade de se inverter o sinal para gerar o momento angular desejado). Como existe pelo menos uma bobina para cada eixo, as três serão sempre consideradas iguais. As bobinas foram consideradas como FDU, ou seja, a sua capacidade será estabelecida para o único objetivo de descarregar o momento angular das

rodas. Neste caso, a capacidade requerida será o valor necessário de dipolo magnético (Am^2), tendo um valor mínimo de acordo com o disponível no mercado. O torque a ser gerado deverá produzir um momento angular de sinal negativo em relação ao momento angular armazenado. Para isso, a bobina magnética será alimentada por circuitos que poderão gerar corrente nos dois sentidos transformando polos norte em sul e vice versa. Para simplificar o modelo, as bobinas irão operar somente no modo “on/off” no limite da operação linear.

4.4.2. Fórmulas para dimensionamento das bobinas magnéticas

A *Equação 4.3.4* traduz a variação do momento angular a ser produzido pelas bobinas magnéticas para anular o momento angular das rodas de reação (não incorporado na equação), constituindo um equilíbrio (igualdade) parcial de todo o momento angular do satélite. Essas bobinas irão produzir um momento puro (M_f na equação) sendo nulos os torques produzidos por forças aplicadas no satélite (T_d).

As mesmas simplificações que foram aplicadas para o caso das rodas de reação serão adotadas para este caso substituindo o torque proveniente da força de arrasto pelo momento produzido pelas bobinas no lado direito da *Equação 4.3.13* e caracterizada aqui como *Equação 4.4.1*.

$$\vec{H}_R = \int \vec{M}_f \cdot dt \quad (4.4.1)$$

O momento produzido pelas bobinas é dado pela *Equação 4.4.2* (BETEMIER, CHARMEAU, *et al.*, 1994) onde D_M corresponde ao dipolo magnético da bobina e B , ao campo magnético terrestre.

$$\vec{M}_f = \vec{D}_M \times \vec{B} \quad (4.4.2)$$

Aplicando a *Equação 4.4.2* na *Equação 4.4.1* e destacando as componentes dos vetores obtém-se a *Equação 4.4.3*.

$$\begin{pmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{pmatrix} = \int \begin{pmatrix} D_{Mx} \\ D_{My} \\ D_{Mz} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{pmatrix} . dt \quad (4.4.3)$$

Calculando o produto vetorial, obtém-se a *Equação 4.4.4*.

$$\begin{pmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{pmatrix} = \int \begin{pmatrix} D_{My} \cdot B_z - D_{Mz} \cdot B_y \\ D_{Mz} \cdot B_x - D_{Mx} \cdot B_z \\ D_{Mx} \cdot B_y - D_{My} \cdot B_x \end{pmatrix} . dt \quad (4.4.4)$$

Considerando que será determinado por simulação o menor campo magnético médio (B_{mean}) da órbita no ano de pico, passando este a ser constante para efeito da *Equação 4.4.4*. O dipolo magnético é um valor constante uma vez que corresponde a um equipamento fixo. Portanto, a integral do termo à direita passa a ser a integral do tempo em uma órbita, caracterizando o período orbital.

$$\begin{pmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D_{My} \cdot B_{meanz} - D_{Mz} \cdot B_{meany} \\ D_{Mz} \cdot B_{meanx} - D_{Mx} \cdot B_{meanz} \\ D_{Mx} \cdot B_{meany} - D_{My} \cdot B_{meanx} \end{pmatrix} \cdot T_{Orb} \quad (4.4.5)$$

A fim de considerar a inversão de polaridade da corrente que passa pela bobina magnética quando o campo magnético da Terra estiver produzindo um torque contrário ao desejado, será utilizado o módulo do campo magnético na *Equação 4.4.6*.

$$\begin{pmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D_{My} \cdot |B_{meanz}| - D_{Mz} \cdot |B_{meany}| \\ D_{Mz} \cdot |B_{meanx}| - D_{Mx} \cdot |B_{meanz}| \\ D_{Mx} \cdot |B_{meany}| - D_{My} \cdot |B_{meanx}| \end{pmatrix} \cdot T_{Orb} \quad (4.4.6)$$

Para cada um dos eixos do satélite teremos as seguintes equações de descarga do momento angular:

$$\frac{H_x}{T_{Orb}} = D_{Mx} \cdot 0 + D_{My} \cdot |B_{meanz}| - D_{Mz} \cdot |B_{meany}| \quad (4.4.7)$$

$$\frac{H_y}{T_{Orb}} = -D_{Mx} \cdot |B_{meanz}| + D_{My} \cdot 0 + D_{Mz} \cdot |B_{meanx}| \quad (4.4.8)$$

$$\frac{H_z}{T_{Orb}} = D_{Mx} \cdot |B_{meany}| - D_{My} \cdot |B_{meanx}| + D_{Mz} \cdot 0 \quad (4.4.9)$$

Considerando que se quer obter os valores dos dipolos magnéticos, o determinante desse sistema de equações é o seguinte:

$$D = \begin{vmatrix} 0 & |B_{meanz}| & -|B_{meany}| \\ -|B_{meanz}| & 0 & |B_{meanx}| \\ |B_{meany}| & -|B_{meanx}| & 0 \end{vmatrix} \quad (4.4.10)$$

O determinante desta equação é zero e portanto, não existe solução. O objetivo não é achar um conjunto único que zere o momento angular acumulado e sim a capacidade de redução do momento angular das três rodas para valores bem baixos e distantes da capacidade máxima.

Pode-se observar nas *Equações 4.4.7 a 4.4.9* que sempre duas bobinas podem atuar em cada eixo, não sendo necessárias as três. Com base no momento angular por órbita de cada roda por eixo e com base no campo magnético médio da órbita (menor média orbital do ano), será calculado o dipolo magnético necessário para que cada uma das duas bobinas por eixo zere o momento angular.

O momento angular do eixo X (H_x) poderá definir o valor do dipolo magnético da bobina do eixo Z ou da bobina do eixo Y na *Equação 4.4.7*, todos em valor absoluto uma vez que é a corrente que define o sinal. Considerando uma única bobina atuando de cada vez para zerar o momento angular, obtém-se o valor do dipolo magnético requerido para os eixos Z e Y nas *Equações 4.4.11 e 4.4.12*. O menor dipolo magnético entre D_z e D_y será o escolhido para zerar o momento angular do eixo X.

$$D_{My} = \left| \frac{H_x}{T_{Orb} \cdot B_{meanz}} \right| \quad (4.4.11)$$

$$D_{Mz} = \left| \frac{H_x}{T_{Orb} \cdot |B_{meany}|} \right| \quad (4.4.12)$$

De forma equivalente, o momento angular do eixo Y poderá definir os momentos magnéticos dos eixos X e Z nas *Equações 4.4.13 e 4.4.14*, sendo escolhido o menor deles.

$$D_{Mx} = \left| \frac{H_y}{T_{Orb} \cdot |B_{meanz}|} \right| \quad (4.4.13)$$

$$D_{Mz} = \left| \frac{H_y}{T_{Orb} \cdot |B_{meanx}|} \right| \quad (4.4.14)$$

De forma equivalente, o momento angular do eixo Z poderá definir os momentos magnéticos dos eixos X e Y nas *Equações 4.4.15 e 4.4.16*, sendo escolhido o menor deles.

$$D_{Mx} = \left| \frac{H_z}{T_{Orb} \cdot |B_{meany}|} \right| \quad (4.4.15)$$

$$D_{My} = \left| \frac{H_z}{T_{Orb} \cdot |B_{meanx}|} \right| \quad (4.4.16)$$

Como os três eixos devem ter o mesmo valor, o maior valor dos três eixos será tomado como valor das três bobinas.

4.5. Dimensionamento das asas de painéis solares

4.5.1. Princípio do cálculo

Para todas as órbitas será considerada a potência mínima a ser produzida pela plataforma, sendo incorporadas nos cálculos, todas as perdas envolvidas até a distribuição aos diversos componentes de bordo. Para o dimensionamento das asas solares será sempre utilizada as eficiências em fim de vida (EOL) dos diversos componentes (tais como células, regulação e conversão DC-DC). Para cada órbita será considerado o pior ângulo no ano (maior ângulo com a normal ao plano) entre o plano orbital e o Sol (caracterizado como ângulo β), considerando o eixo de rotação das asas perpendicular ao plano da órbita no apontamento Nadir. As asas de painéis solares serão sempre rotativas para o apontamento Nadir e fixas no apontamento solar, sendo o ângulo β sempre nulo para este caso. Para efeito deste dimensionamento, não serão consideradas sombras do satélite sobre as asas. O pior caso anual foi obtido por simulação e para este caso, o valor de β e do eclipse foram utilizados.

4.5.2. Fórmulas de dimensionamento

A constante Solar estabelece a potência em Watts por m² nas proximidades da Terra. Dividindo a potência requerida pela constante solar teremos a área teórica necessária para capturar esta potência. Se incorporarmos todas as ineficiências e o cosseno do ângulo entre a normal ao plano das asas e alinha Sol-Terra, teremos a área total necessária para os painéis solares. A *Equação 4.5.1* implementa estas variáveis.

$$S_{Pmin} = \frac{P_{min} + P_{Charg}}{S_{cte} \cdot \mu_{cell} \cdot \cos(\beta_{max})} \quad (4.5.1)$$

A área total de painéis solares requerida é S_{Pmin} , P_{min} correspondente à potência total mínima da plataforma especificada pelo projetista (incluindo a potência a ser colocada à disposição da carga útil), P_{charg} corresponde à potência necessária para carregar a bateria após cada eclipse (a ser calculada em seguida), S_{cte} corresponde à constante solar, μ_{cell} a eficiência das células solares no fim da vida útil, μ_{lost} a perda de eficiência adicional à células devido a diversos elementos integradores e β_{max} o maior ângulo entre a normal aos painéis (contida no plano orbital para o apontamento Nadir) e a linha Sol-Terra.

A potência gasta durante o eclipse será considerada a mesma potência mínima a ser fornecida pela plataforma. A energia gasta durante o eclipse deve ser recuperada durante o período da órbita que o satélite está no Sol (diurno), compensadas as perdas de eficiência. Considerando que a energia consumida durante o eclipse é dada pela *Equação 4.5.2* onde T_{eclip} é a duração do eclipse.

$$E_{descarga} = P_{min} \cdot T_{Eclip} \quad (4.5.2)$$

Essa mesma energia deve ser recuperada durante o período diurno, ou seja, o período orbital T_{orb} subtraído da duração do eclipse. A potência necessária para recarregar a bateria é dada pela *Equação 4.5.3*.

$$P_{charg} = \frac{E_{descarga}}{(T_{orb} - T_{eclip}) \cdot \mu_{charg}} \quad (4.5.3)$$

Substituindo a equação 4.5.2 na Equação 4.5.3, obtém-se:

$$P_{charg} = \frac{P_{min} \cdot T_{Eclip}}{(T_{orb} - T_{eclip}) \cdot \mu_{charg}} \quad (4.5.4)$$

Substituindo a Equação 4.5.4 na Equação 4.5.1, obtém-se:

$$S_{Pmin} = \frac{P_{min} + \frac{P_{min} \cdot T_{Eclip}}{(T_{orb} - T_{eclip}) \cdot \mu_{charg}}}{S_{cte} \cdot \mu_{cell} \cdot \cos(\beta_{max})} \quad (4.5.5)$$

Trabalhando a equação, obtém-se:

$$S_{Pmin} = \frac{P_{min}(T_{orb} \cdot \mu_{charg} + T_{eclip}(1 - \mu_{charg}))}{(T_{orb} - T_{eclip}) \cdot S_{cte} \cdot \mu_{cell} \cdot \mu_{charg} \cdot \cos(\beta_{max})} \quad (4.5.6)$$

Para o caso de apontamento solar, será considerado $\beta_{max} = 0$, uma vez que a normal aos painéis está apontando sempre para o Sol.

O pior caso não corresponde simplesmente ao maior valor de β . O pior caso é aquele que maximiza a área de painel requerida. Pela Equação 4.5.1 pode-se observar que para obtermos o pior caso com os fatores não constantes é necessário se obter o pior caso de P_{charg} ou seja, o seu maior valor e o menor caso de $\cos \beta$.

Considerando os parâmetros constantes ou que são definidos pelo projetista iguais 1 na Equação 4.5.4 (P_{min} e μ), pode-se observar que o maior valor de P_{charg} na Equação 4.5.7 ocorre quando a duração do eclipse é máxima.

$$P_{charg} = \frac{T_{eclip}}{(T_{orb} - T_{eclip})} \quad (4.5.7)$$

Com a mesma consideração do parágrafo anterior sobre as constantes ou parâmetros definidos pelo projetista aplicada à Equação 4.5.1 e substituindo P_{charg} pelo pior caso da Equação 4.5.7, ter-se-á o resultado do pior caso na Equação 4.5.8.

$$S_{Pcaso} = \frac{1 + \frac{T_{eclip}}{(T_{orb} - T_{eclip})}}{\cos(\beta_{max})} \quad (4.5.8)$$

Simplificando, obtém-se a *Equação 4.5.9*. Esta equação será calculada para cada órbita do que for simulado, e o pior caso corresponde ao maior valor de S_p . Para esse valor obtém-se a duração do eclipse e o ângulo β .

$$S_{P_{caso}} = \frac{T_{orb}}{(T_{orb} - T_{eclip}) \cdot \cos(\beta_{max})} \quad (4.5.9)$$

4.6. Dimensionamento das baterias

4.6.1. Princípio do cálculo

Considerando a mínima potência fornecida pela plataforma (incluindo a potência a ser fornecida para a carga útil), será determinada a capacidade da bateria para fazer frente à maior duração de eclipse previsto no ano. O projetista deverá informar a maior profundidade de descarga (% DoD em relação a 100 ou fator de redução em relação a 1) considerada além de fornecer outros dados como eficiência de descarga. O eclipse de maior duração foi obtido como resultado das simulações.

4.6.2. Fórmulas de dimensionamento

A capacidade C da bateria é calculada com base na *Equação 4.6.1* (PRIDO, 1991) onde W_{ecl} representa a energia gasta durante o eclipse, N representa o número de acumuladores em série para compor uma bateria e V_{acum} , a tensão de um acumulador. DoD representa o fator de descarga da bateria em relação a 1 que significa completamente cheio (10% de descarga corresponde ao fator 0.9) e foi incorporada na equação um fator de eficiência de descarga da bateria μ_d , ou seja, a energia perdida no sistema e transformada em calor durante a carga.

$$C = \frac{W_{ecl}}{DoD \cdot \mu_d \cdot N \cdot V_{acum}} \quad (4.6.1)$$

Considerando o produto da tensão do acumulador e o número de acumuladores a tensão fornecida pela bateria ao barramento do satélite teremos V_{bus} como dado de entrada, sendo seu valor mínimo para a condição de pior caso.

$$C = \frac{W_{ecl}}{DoD \cdot \mu_d V_{bus}} \quad (4.6.2)$$

Substituindo a energia descarregada durante o eclipse pela potência mínima P_{min} a ser fornecida pela bateria durante todo o tempo do eclipse $T_{maxeclip}$ para o pior caso, obtém-se a capacidade da bateria para cada órbita na *Equação 4.6.3*.

$$C = \frac{P_{min} \cdot T_{maxeclip}}{DoD \cdot \mu_d V_{bus}} \quad (4.6.3)$$

4.7. Dimensionamento da proteção da radiação acumulada

4.7.1. Valores de referência

O dimensionamento dos componentes eletrônicos em termos de dose total de radiação ionizante é caracterizado como FDU porque a dose total ionizante integrada na órbita dimensiona exclusivamente essa característica do componente. De forma similar aos outros cálculos de ineficiência, neste caso somente será considerado como eficiência, a partir do valor mínimo estabelecido como referência. O valor mínimo de TID exigido para os componentes eletrônicos qualificados especialmente a serem utilizados nos equipamentos desenvolvidos para a plataforma, deverá manter em disponibilidade uma grande variedade de componentes analógicos e digitais. Também não deverá limitar o número de fornecedores. O nível de TID necessário para garantir a variedade de componentes e multiplicidade de fornecedores é de 10 krad para os componentes digitais e 30 krad para os analógicos, baseado em dados fornecidos pela área que adquire componentes no INPE (Maria Cristina Faria da Silva Giacom Ribeiro, LIT). Será estabelecido como parâmetro pré-estabelecido 20 krad para componentes, podendo o projetista modificá-lo para incorporar outros valores.

Os equipamentos adquiridos também são considerados FDU, capturando ineficiências somente acima do valor mínimo disponível. O valor pré-estabelecido para os equipamentos é 30 krad.

4.7.2. Determinação da dose ionizante

As partículas (principalmente elétrons e prótons) estão presas no campo magnético terrestre e possuem um fluxo que varia com a altitude, inclinação, período diurno ou noturno e ano no ciclo Solar. Para determinar qual a quantidade de partículas e a distribuição de energia dessas partículas deve-se usar um simulador que implemente um modelo de como essas partículas estão distribuídas com base nos diversos parâmetros. Além dessas partículas, existem outras provenientes diretamente do Sol e aquelas geradas por interação de partículas existentes e os materiais do satélite.

A Agência Espacial Europeia (ESA) desenvolveu o simulador SPENVIS (The Space Environment Information System) com base nos modelos de distribuição de prótons AP8Min/Max e de elétrons AE8Min/Max da NASA, estando disponível diretamente na Web <http://www.spervis.oma.be/intro.php>, tendo sido utilizada a versão 4.6.4.2358. Dessa forma, as pessoas interessadas e qualificadas (o INPE está cadastrado como habilitado a usá-lo) podem utilizar o simulador e obter resultados imediatamente.

Foram feitas simulações para determinar o número de partículas presas (*trapped* elétrons/prótons) no campo magnético, ou seja, nos cinturões de radiação, o número de prótons oriundos do Sol e partículas secundárias provenientes da interação das partículas com o material (*Bremsstrahlung*).

Foram consideradas todas as órbitas previstas pelo método, sem considerar o apontamento. Foram obtidas as fluências para o período de um ano (2013) com atividade máxima do Sol.

A dose total que os componentes eletrônicos devem sofrer foi determinada com base no Silício e foram consideradas blindagens esféricas padrões do programa, em diversas espessuras, em mm.

4.7.3. Cálculo das ineficiências

Para determinar a blindagem adicional (a ser incorporada) é preciso caracterizar a blindagem já existente na plataforma para todos os equipamentos. Essa blindagem, para os equipamentos desenvolvidos será definida como a espessura mínima de alumínio da folha de face (face-sheet) do material sanduíche (idênticos em ambos os lados) da estrutura externa do satélite e como valor pré-estabelecido 1 mm para o conjunto das duas folhas. A colmeia da estrutura em sanduíche será desprezada uma vez que o posicionamento delas não garante a blindagem. Também não serão considerados os outros elementos estruturais uma vez que depende da localização de cada equipamento. Será considerada uma espessura mínima de caixas de equipamento sendo o valor pré-estabelecido de 4 mm.

Para os equipamentos adquiridos (de prateleira), a blindagem já existente será a da folha de face de ambos os lados da estrutura do satélite. A blindagem das caixas será considerada como já incluída na especificação de TID do equipamento.

O método permite ao projetista considerar a blindagem da estrutura como uma margem e, neste caso, ele deve especificar a espessura da folha de face igual a zero, uma vez que esse parâmetro está sendo usado exclusivamente para definir a blindagem existente.

O método irá calcular a quantidade de blindagem adicional em placas, a ser incorporada nas caixas dos equipamentos desenvolvidos, objetivando garantir a dose máxima estabelecida para os componentes. Para incorporar essas placas de blindagem, o usuário do método deve definir a quantidade de caixas de equipamentos, suas dimensões e as dimensões das placas de circuito impresso. Caso esses dados não estejam disponíveis, valores pré-estabelecidos serão utilizados. Serão consideradas três diferentes tamanhos de caixas dos equipamentos com a especificação pré-estabelecida das dimensões externas (20x20x6; 15x15x20 e 15x15x30) e a quantidade de cada

uma das caixas. Serão colocadas duas placas, uma em cada borda, em paralelo com as placas de circuito impresso.

Caso a dose de algumas órbitas seja muito inferior à dos componentes, essa diferença não será levada em consideração no cálculo da eficiência, sendo o valor mínimo do mercado que garante a disponibilidade e fornecimento amplo. A blindagem adicional será estabelecida para as órbitas consideradas que têm um ambiente de radiação maior que o suportado pelos componentes na sua vida útil. A blindagem total corresponde ao estabelecido como adicional mais a blindagem já existente.

Para os equipamentos adquiridos no mercado, o método irá sobrepor placas de blindagem adicional sobre as caixas adquiridas para poder fazer frente a condições mais severas do ambiente espacial. As placas serão incorporadas nos extremos e em paralelo com as placas de circuitos internas.

O material de blindagem considerado como pré-estabelecido é o Alumínio, podendo a densidade ser modificada por outro que contenha o valor de g/cm^2 requerido para a blindagem.

4.8. Dimensionamento da estrutura mecânica da plataforma

4.8.1. Fórmulas de dimensionamento

4.8.1.1. Cargas quase-estáticas

a) Aceleração longitudinal no painel de topo

Para se efetuar o dimensionamento do painel de topo será utilizada a equivalência do material sanduíche com o de uma placa maciça que se comporta de forma semelhante. A *Equação 4.8.1* determina a máxima tensão de uma placa quadrada equivalente em material isotrópico ao da placa sanduíche (YOUNG e BODYNAS, 2002). Nesta equação L_d é a carga distribuída aplicada, s é a área do painel e t_{eq} , a espessura da placa equivalente.

$$\sigma_{eq} = \frac{L_d \cdot s^2}{t_{eq}^2} \cdot 0.287 \quad (4.8.1)$$

A carga uniformemente distribuída é determinada pela *Equação 4.8.2*, onde m_{TP} é a massa total do painel e a_{cl} , a aceleração longitudinal (estática) do lançador, correspondendo o numerador desta equação, à segunda lei de Newton e o denominador s^2 , à área da superfície onde será distribuída a carga.

$$L_d = \frac{m_{TP} \cdot a_{cl}}{s^2} \quad (4.8.2)$$

A massa total é composta da massa do próprio painel m_{TPs} e a dos equipamentos fixados sobre o painel m_{TPe} .

$$m_{TP} = m_{TPs} + m_{TPe} \quad (4.8.3)$$

Para se determinar a espessura equivalente, t_{eq} , deve-se utilizar a *Equação 4.8.4* (CNES, 1981), onde h é a altura do material sanduíche conforme *Figura 4.8.1*.

$$t_{eq} = \sqrt{3} \cdot h \quad (4.8.4)$$

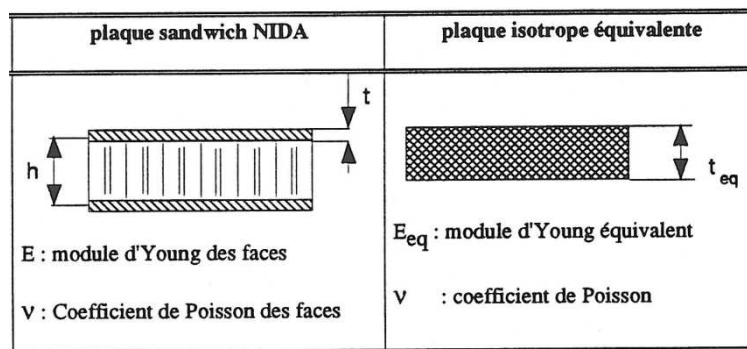


Figura 4.8.1 – Placa equivalente ao material sanduíche

Fonte: CNES (1981)

A máxima tensão do material sanduíche é dada pela *Equação 4.8.5* a partir da máxima tensão do material equivalente, sendo h a altura da colmeia e t a espessura da folha de face.

$$\sigma = \frac{h}{2t} \cdot \sigma_{eq} \quad (4.8.5)$$

Substituindo o valor de t_{eq} da *Equação 4.8.4* e o valor de L_d da *Equação 4.8.2* na *Equação 4.8.1*, obter-se-á como resultado a *Equação 4.8.6*.

$$\sigma_{eq} = \frac{\frac{m_{TP} \cdot a_{cl} \cdot s^2}{s^2}}{3h^2} \cdot 0.287 \quad (4.8.6)$$

Simplificando, obtém-se a *Equação 4.8.7*.

$$\sigma_{eq} = \frac{m_{TP} \cdot a_{cl}}{3h^2} \cdot 0.287 \quad (4.8.7)$$

Substituindo a *Equação 4.8.3* na *Equação 4.8.7*, obtém-se:

$$\sigma_{eq} = \frac{(m_{TPs} + m_{TPe}) \cdot a_{cl}}{3h^2} \cdot 0.287 \quad (4.8.8)$$

Substituindo o valor de σ_{eq} da *Equação 4.8.8* na *Equação 4.8.5*, obtém-se:

$$\sigma = \frac{h}{2t} \cdot \frac{(m_{TPs} + m_{TPe}) \cdot a_{cl}}{3h^2} \cdot 0.287 \quad (4.8.9)$$

Simplificando, obtém-se:

$$\sigma = 0.0478 \frac{(m_{TPs} + m_{TPe}) \cdot a_{cl}}{t \cdot h} \quad (4.8.10)$$

Estabelecendo como critério de projeto evitar que a folha de face do material composto enrugue (em inglês, *wrinkling effect*), é necessário se obter a tensão limite para que não ocorra esse tipo de falha. Para isto, utiliza-se a *Equação 4.8.11* (CNES, 1981).

$$\sigma_w = 0.25 \cdot \left(\frac{E_c}{E_f} \cdot \frac{t}{h} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot E_f \quad (4.8.11)$$

Onde σ_w é a tensão limite para ocorrência desse tipo de falha, E_c e E_f , os módulos de Young da colmeia e da folha de face, respectivamente.

Simplificando, obtém-se:

$$\sigma_w = 0.25. (E_c. E_f)^{\frac{1}{2}}. \left(\frac{t}{h}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.8.12)$$

Forçando que a tensão máxima encontrada na placa quadrada determinada pela *Equação 4.8.10* seja igual à tensão limite de enrugamento, obtém-se:

$$0.0478 \frac{(m_{TPs} + m_{TPe}) \cdot a_{cTP}}{t \cdot h} = 0.25. (E_c. E_f)^{\frac{1}{2}}. \left(\frac{t}{h}\right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.8.13)$$

Desta forma, obtém-se o valor de t na equação anterior.

$$t = \left(0.1912. \frac{(m_{TPs} + m_{TPe}) \cdot a_{cl}}{h^2. (E_c. E_f)^{\frac{1}{2}}} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (4.8.14)$$

O valor da espessura da folha de face da *Equação 4.8.14* evita o enrugamento em função da carga e das características do material. Portanto o meio de evitar que a falha ocorra será pela espessura da folha de face. A altura total, h, do material sanduíche bem como todos os outros parâmetros exceto a aceleração a_{cl} , serão considerados constantes quando se analisa o efeito de um lançador em relação ao outro (a mesma plataforma é embarcada nos dois lançadores e portanto todos os outros parâmetros são os mesmos). Portanto, a equação simplificada é dada pela *Equação 4.8.15*.

$$t = K a_{cl}^{\frac{2}{3}} \quad (4.8.15)$$

Quando se compara as espessuras requeridas da folha de face para dois lançadores distintos t_{L1} e t_{L2} (divisão da equação de um lançador com a do outro), com as respectivas acelerações a_{clL1} e a_{clL2} , ter-se-á:

$$\frac{t_{L1}}{t_{L2}} = \left(\frac{a_{clL1}}{a_{clL2}} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (4.8.16)$$

A *Equação 4.8.16* caracteriza o efeito da aceleração longitudinal de cada lançador no aumento de espessura, representando esta o aumento de massa do painel superior.

b) Aceleração longitudinal no painel de fundo – modelo com interface interna

A *Figura 3.9.3* mostra a geometria do painel de fundo e a *Figura 4.8.1* a modelagem por elementos finitos (programa MSC NASTRAN 2012) desse painel. Neste caso, o painel está simplesmente apoiado nesse círculo que representa a interface com o lançador. A carga de todo o satélite exceto a instalada no próprio painel de fundo e a diretamente aplicada sobre a interface, será considerada distribuída uniformemente sobre o perímetro quadrado. A carga do próprio painel de fundo será considerada distribuída uniformemente sobre o painel. A carga sobre a interface é transferida diretamente para o lançador e portanto não considerada para efeito de dimensionamento do painel de fundo.

A *Figura 4.8.2 - Intensidade de deslocamento do painel de fundo* mostra em cores o deslocamento das diversas regiões do painel.

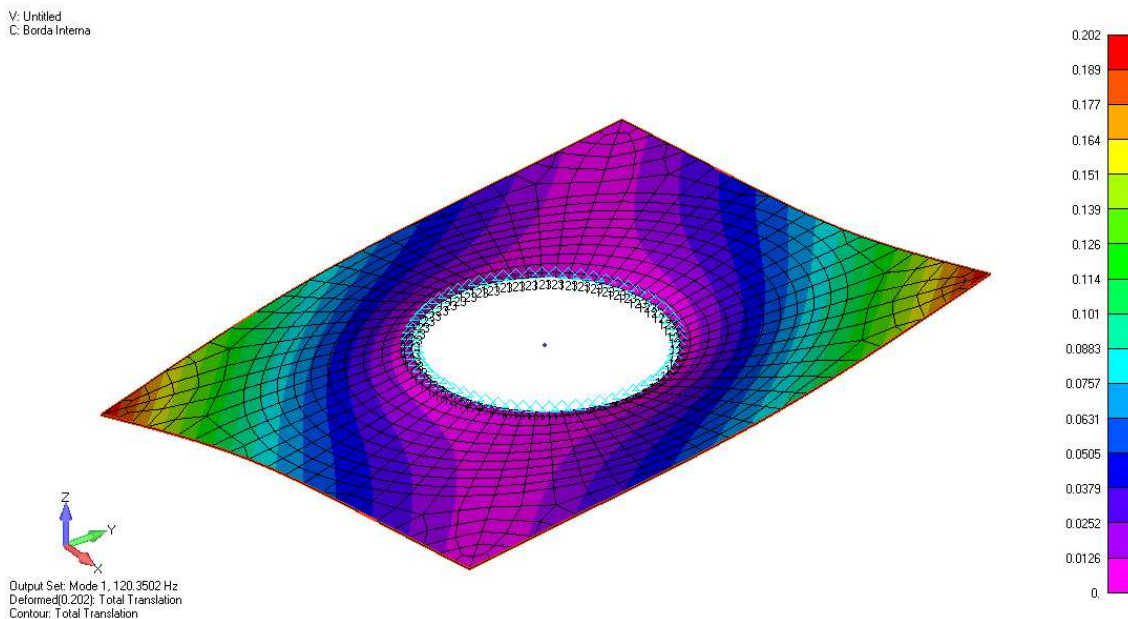


Figura 4.8.2 – Intensidade de deslocamento do painel de fundo

Não foi encontrada uma solução analítica específica para esse modelo de painel e foi adotada uma formulação com o painel circular ao invés de quadrado.

O modelo equivalente circular corresponde ao de um painel com a distância radial de um círculo igual à metade da diagonal do quadrado e mostrado como

r na *Figura 4.8.3*. Esta abordagem toma como premissa que o projeto sempre considera um material sanduíche com características uniformes em todo o painel e dimensionado pelo ponto de maior tensão.

Como o modelo considera a carga uniformemente distribuída no círculo externo é preciso que a carga por unidade de comprimento (kg/m) do modelo quadrado (ρ_s) considerado seja a mesma do seu equivalente circular (ρ_c) e os diferentes perímetros sejam considerados (o do círculo é maior do que o quadrado inscrito, ou seja $2\pi r > 8r/2^{1/2}$). Partindo da necessidade da igualdade entre as densidades lineares do círculo e do quadrado, a *Equação 4.8.19* determina o valor de massa m_c que deve ser considerado na configuração do círculo com base na massa m_s da configuração quadrada.

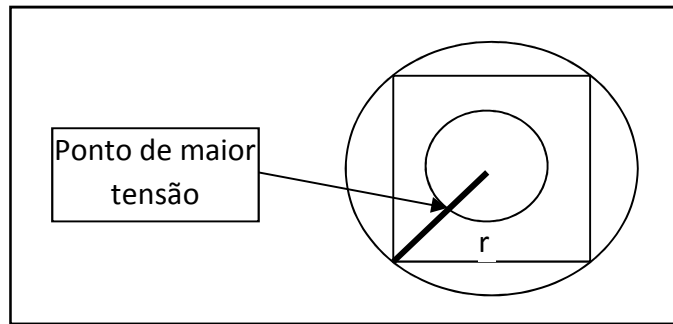


Figura 4.8.3 - Modelo equivalente circular para ponto de maior tensão

$$\rho_c = \rho_s \quad (4.8.17)$$

$$\frac{m_c}{2\pi r} = \frac{m_s}{8r/\sqrt{2}} \quad (4.8.18)$$

$$m_c = \frac{\pi}{2\sqrt{2}} \cdot m_s \quad (4.8.19)$$

Para o cálculo da máxima tensão na configuração circular em um material isotrópico equivalente foi utilizada a *Equação 4.8.20* (YOUNG e BODYNAS, 2002), onde a corresponde ao raio do círculo externo, b , ao raio do círculo interno (interface), t_{eq} , à espessura da folha de face, L_d , à carga e μ , ao inverso da relação de Poisson.

$$\sigma_{eq} = \frac{3L_d}{2\pi t_{eq}^2} \cdot \left(\frac{2a^2(\mu+1) \log(a/b) + a^2(\mu+1) - b^2(\mu+1)}{a^2(\mu+1) + b^2(\mu-1)} \right) \quad (4.8.20)$$

Como o objetivo é comparar o dimensionamento para um lançador em relação ao outro, todos os fatores constantes da *Equação 4.8.20* serão reunidos em uma única constante, ficando em destaque somente os fatores variáveis, ou seja, a espessura equivalente como variável de projeto e a carga na qual está incorporada a aceleração específica do lançador.

$$\sigma_{eq} = \frac{KL_d}{t_{eq}^2} \quad (4.8.21)$$

A carga equivalente ao quadrado a ser considerada na solução circular é determinada pela *Equação 4.8.22* que corresponde à segunda Lei de Newton, onde m_c é a massa a ser considerada na configuração circular.

$$L_d = m_c \cdot a_{cl} \quad (4.8.22)$$

Substituindo as *Equações 4.8.22* e *4.8.4* na *Equação 4.8.21* ter-se-á:

$$\sigma_{eq} = \frac{Km_c \cdot a_{cl}}{t_{eq}^2} = \frac{Km_c \cdot a_{cl}}{3h^2} \quad (4.8.23)$$

Substituindo a *Equação 4.8.23* na *Equação 4.8.5*, ter-se-á a tensão máxima da folha de face do material sanduíche em função do seu equivalente isotrópico.

$$\sigma = \frac{h}{2t} \sigma_{eq} = \frac{h}{2t} \cdot \frac{Km_c \cdot a_{cl}}{3h^2} = \frac{Km_c}{6h} \cdot \frac{a_{cl}}{t} \quad (4.8.24)$$

Considerando que a tensão limite será estabelecida pelo limite de falha por enrugamento do material sanduíche, a tensão da *Equação 4.8.11* será considerada na *Equação 4.8.24*.

$$0.25 \cdot \left(\frac{E_c}{E_f} \cdot \frac{t}{h} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot E_f = \frac{Km_c}{6h} \cdot \frac{a_{cl}}{t} \quad (4.8.25)$$

Portanto, a espessura da folha de face do material sanduíche necessária para estar no limite de falha é dada pela *Equação 4.8.26* a partir da *Equação 4.8.25*.

$$t^{3/2} = \frac{Km_c a_{cl}}{1.5(E_c E_f h)^{1/2}} \quad (4.8.26)$$

Levando em conta que os materiais a serem considerados e a massa dos componentes serão os mesmos, os módulos de Young da folha e da colmeia e a massa equivalente para a configuração circular serão constantes para as soluções de dois lançadores distintos, esses fatores serão incorporados na constante genérica K. Como a espessura não está sendo considerada como parâmetro de projeto, também é constante e será incorporada pela constante.

$$t = K a_{cl}^{2/3} \quad (4.8.27)$$

Considerando a *Equação 4.8.27* para dois lançadores distintos e dividindo-as, tem-se:

$$t_{L1} = \left(\frac{a_{clL1}}{a_{clL2}} \right)^{2/3} \cdot t_{L2} \quad (4.8.28)$$

Com esta equação, obtém-se a relação entre as espessuras da folha de face do painel do fundo para duas acelerações distintas, uma de cada lançador e conseqüentemente a massa adicional.

c) Aceleração longitudinal no painel de fundo – modelo vinculado ao quadro

A Figura 3.9.4 mostra a geometria considerada para este caso e o modelo analítico mais próximo é o de um painel circular simplesmente apoiado na borda externa com uma carga distribuída uniformemente na área interna. A equação que determina a tensão máxima em uma placa isotrópica é a seguinte (ROARK, 1965):

$$\sigma_{eq} = \frac{3L_d}{8\pi\mu t_{eq}^2} (\mu + 1) \quad (4.8.29)$$

Substituindo a *Equação 4.8.29* na *Equação 4.8.5*, obtém-se:

$$\sigma = \frac{h}{2t} \cdot \frac{3L_d}{8\pi\mu t_{eq}^2} (\mu + 1) \quad (4.8.30)$$

Usando o mesmo critério de falha substitui-se a tensão crítica de enrugamento da *Equação 4.8.11* na equação anterior, substituindo o valor de t_{eq} da *Equação 4.8.4* e a carga da *Equação 4.8.2 aplicada ao círculo*, obtém-se:

$$0.25 \cdot \left(\frac{E_c}{E_f} \cdot \frac{t}{h} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot E_f = \frac{h}{2t} \cdot \frac{3 \cdot \frac{m_{TP} \cdot a_{cl}}{\pi \cdot (S/2)^2}}{8\pi \cdot \mu \cdot 3h^2} (\mu + 1) \quad (4.8.31)$$

Considerando novamente a espessura da folha de face como parâmetro de projeto em função da aceleração do veículo lançador e considerando todos os outros parâmetros como constantes para o mesmo satélite para dois lançadores, obtém-se:

$$t = K \cdot (a_{cl})^{2/3} \quad (4.8.32)$$

Esta equação é idêntica á 4.8.15 uma vez que a aceleração do lançador e a espessura da folha de face estão relacionadas com a mesma potência. Portanto a Equação 4.8.16 também se aplica na relação entre dois lançadores.

d) Aceleração longitudinal nos painéis laterais

Os painéis laterais serão considerados todos iguais e dimensionados pelo pior caso (maior carga). Eles também serão desenvolvidos em material sanduíche.

A aceleração longitudinal irá causar uma compressão nos painéis laterais. Essa compressão será absorvida principalmente pelo quadro estrutural, sendo considerada desprezível a captura da ineficiência adicional de massa desse fator.

e) Aceleração lateral nos painéis laterais

Os painéis laterais serão modelados com carga uniformemente distribuída pela área do painel e será utilizada a mesma equação utilizada no caso do painel de topo, alterando na *Equação 4.8.16* as acelerações longitudinais pelas laterais e as espessuras das folhas de face pelas correspondentes nos painéis laterais.

$$t_{latL1} = \left(\frac{a_{clatl1}}{a_{clatl2}} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot t_{latL2} \quad (4.8.33)$$

f) Resumo do dimensionamento quase-estático

A carga quase estática dos lançadores será aplicada no dimensionamento dos painéis e, em particular, da folha de face do material sanduíche, não sendo

capturadas ineficiências do quadro e da interface com o lançador. A interface com o lançador, sempre circular, será considerada fixada no painel do fundo nas duas configurações possíveis.

4.8.1.2. Desacoplamento de frequências do primeiro modo

A frequência do primeiro modo longitudinal do satélite corresponde à menor frequência de vibração na direção de deslocamento do eixo de revolução do cone de interface. As menores frequências estão relacionadas com o movimento do corpo do satélite ou de uma grande quantidade de massa em torno do ponto fixo que corresponde à interface com o lançador. Portanto, a determinação da frequência está relacionada com a modelagem do painel inferior. Desta forma, serão considerados os dois modelos estabelecidos no item anterior para o painel inferior.

a) Dimensionamento com o modelo de interface não apoiado no quadro

Não foi encontrada uma formulação que se enquadrasse com o modelo proposto e utilizou-se um modelo de painel circular e não quadrado, suportado pelo círculo superior do cone, conforme mostra a *Figura 4.8.4*.

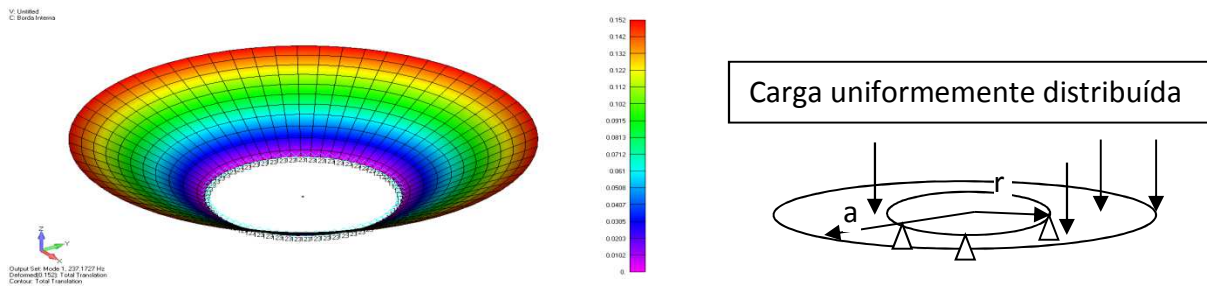


Figura 4.8.4 – Modelo circular considerado

A carga considerada nessa solução analítica é distribuída uniformemente sobre o anel circular entre o círculo superior do cone de raio r e o círculo que corresponde ao corpo do satélite de raio a . Os triângulos na *Figura 4.8.9 – Modelo circular considerado* correspondem a pontos fixo de apoio do círculo interno.

Foi feita uma modelagem por elementos finitos desse painel utilizando o programa Nastran e foi demonstrado que existe um desvio significativo nesta modelagem, razão pela qual foi introduzido um fator de correção conforme as Tabelas 4.8.1 e 4.8.2.

Tabela 4.8.1 – Desvio entre os modelos para R=0,2 m

MODELO						
	BORDA INTERNA	BORDA EXTERNA	MASSA [kg]		1º MODO [Hz]	FATOR DESVIO
1	Círculo R=0.2m	Quadrado L=0.95 m	100	massa na borda externa	120,3	
2	Círculo R=0.2m	Círculo R=0.475 m	100	distribuída na área	237,2	1,92
3	Círculo R=0.2m	Círculo R=0.536 m	100	distribuída na área	198,9	1,65
4	Círculo R=0.2m	Círculo R=0.6718 m	100	distribuída na área	145,6	1,21

Tabela 4.8.2 - Desvio entre os modelos para R=0,3 m

MODELO						
	BORDA INTERNA	BORDA EXTERNA	MASSA [kg]		1º MODO	FATOR DESVIO
1	Círculo R=0.3m	Quadrado L=0.95 m	100	massa na borda externa	128.7	
2	Círculo R=0.3m	Círculo R=0.475 m	100	distribuída na área	281.1	2,18
3	Círculo R=0.3m	Círculo R=0.536 m	100	distribuída na área	231,8	1,8
4	Círculo R=0.3m	Círculo R=0.6718 m	100	distribuída na área	170,6	1,32

A *Tabela 4.8.1* corresponde a um círculo de interface com raio 0,20 m (Borda Interna) e a *Tabela 4.8.2* com um raio de 0,30 m. O primeiro caso representa o resultado para uma configuração quadrada e os outros três casos, a configuração com o painel de fundo circular com diferentes raios (Borda Externa). O caso 2 corresponde a um círculo da borda externa com um raio igual á metade do lado do quadrado, o caso 4 corresponde a um círculo igual à metade da diagonal do quadrado e caso 3, a um valor intermediário.

A última coluna (Fator de Desvio) representa a relação entre a frequência do primeiro modo de cada um dos casos de painéis circulares (coluna 1º Modo) em relação ao primeiro caso de painel quadrado. Pode-se observar que a medida que o círculo externo se afasta do círculo interno a frequência do

primeiro modo se aproxima. Desta forma, será utilizado um modelo de placa de fundo do caso 4 com uma correção linear do fator de desvio considerando os seguintes pontos:

- Círculo interno 0,2m correspondendo a aproximadamente 30% do raio interno em relação ao externo (0,2/0,6718) – Fator de Desvio F_d 1,21;
- Círculo interno 0,3m – aproximadamente 45% do raio interno em relação ao externo (0,3/0,6718) – Fator de Desvio F_d 1,32.

Generalizando, serão consideradas variações que vão de 30% a 60%, evitando aproximar o círculo interno do externo com o objetivo de evitar erros significativos.

A solução analítica é dada pela *Equação 4.8.34* (BLEVINS, 1979; LEISSA, 1969) e obtém-se a frequência de cada um dos modos de vibração longitudinal de um painel maciço isotrópico (painel equivalente), onde λ corresponde ao autovalor que caracteriza cada modo, a corresponde ao raio equivalente à estrutura do satélite, ρ , à massa por unidade de área e D , à rigidez determinada pela *Equação 4.8.35*. Na equação foi incorporado o Fator de Desvio F_d conforme definição anterior.

$$f = \frac{\lambda^2}{F_d \cdot 2\pi \cdot a^2} \sqrt{\frac{D}{\rho}} \quad (4.8.34)$$

$$D = \frac{E_{eq} \cdot t_{eq}^3}{12(1-\nu^2)} \quad (4.8.35)$$

onde ν é a relação de Poisson do material equivalente, E_{eq} , o módulo de Young equivalente para o material isotrópico, t_{eq} , a espessura equivalente do material isotrópico e λ^2 , o autovalor (no nosso caso somente o primeiro modo será considerado) e a geometria (relação entre raios). A *Tabela 4.8.3* apresenta os valores de λ^2 em função da relação entre os raios (r/a) para o primeiro modo e placa simplesmente apoiada sobre o cilindro de interface representado pelo círculo interno do topo do cone.

Tabela 4.8.3 – Autovalores para as relações entre raios

r/a	0,1	0,3	0,5	0,7
λ^2	3,45	3,42	4,11	6,18

Substituindo D da Equação 4.8.35 na Equação 4.8.34, obtém-se:

$$f = \frac{\lambda^2}{2\pi a^2 F_d} \sqrt{\frac{E_{eq} \cdot t_{eq}^3}{12(1-t^2)} \frac{1}{\rho}} \quad (4.8.36)$$

Reorganizando, obtém-se:

$$E_{eq} \cdot t_{eq}^3 = \frac{f^2 (2\pi a^2 \cdot F_d)^2}{\lambda^4} 12\rho(1-t^2) \quad (4.8.37)$$

O valor de ρ é dado por:

$$\rho = \frac{m_{pt} + m_{pl} - m_i}{\pi(a^2 - r^2)} \quad (4.8.38)$$

Onde m_{pt} é a massa da plataforma, m_{pl} , a massa da carga útil, m_i , a massa dos equipamentos sobre a interface e da própria interface e r , o raio do círculo do cone de interface.

O valor do módulo de Young da placa isotrópica equivalente da Equação 4.8.37 é dado por:

$$E_{eq} = \frac{2}{\sqrt{3}} \cdot \frac{t}{h} \cdot E_f \quad \text{Equação 4.8.32}$$

Substituindo o valor de ρ da Equação 4.8.38, de E_{eq} da Equação 4.8.39 e o valor de t_{eq} da Equação 4.8.4 na Equação 4.8.37, obtém-se:

$$\frac{2t}{h\sqrt{3}} E_f \cdot h^3 3^{3/2} = \frac{f^2 \cdot (2\pi a^2 \cdot F_d)^2}{\lambda^4} 12 \frac{(m_{pt} + m_{pl} - m_i)}{\pi(a^2 - r^2)} (1-t^2) \quad (4.8.40)$$

$$f^2 = \frac{2\pi \cdot 3^{3/2}}{12 \cdot 4\pi^2 \sqrt{3}} \cdot \frac{(a^2 - r^2) \cdot t \cdot E_f \cdot h^2}{a^4 \cdot F_d^2 \cdot (m_{pt} + m_{pl} - m_i) (1-t^2)} \lambda^4 \quad (4.8.41)$$

Considerando como variáveis de projeto t e h em função da frequência do primeiro modo do satélite estabelecida pelo lançador, todos os outros fatores como constantes quando se compara o satélite para um ou outro lançador. Incorporando todas em uma única constante e destacando a frequência do primeiro modo e as variáveis de controle de projeto, tem-se:

$$f = Kh\sqrt{t} \quad (4.8.42)$$

Aplicando a *Equação 4.8.42* para os lançadores que requerem a maior e para a menor frequência e substituindo o maior valor da espessura t obtido para o lançador que requer a maior frequência e a menor espessura para o que requer a menor frequência e dividindo uma equação pela outra, tem-se:

$$\frac{f_{Lmax}}{f_{Lmin}} = \frac{Kh_{Lmax}\sqrt{t_{max}}}{Kh_{Lmin}\sqrt{t_{min}}} \quad (4.8.43)$$

Simplificando e colocando em evidência a espessura do material sanduíche, obtém-se:

$$\frac{h_{Lmax}}{h_{Lmin}} = \frac{f_{Lmax}}{f_{Lmin}} \cdot \sqrt{\frac{t_{min}}{t_{max}}} \quad (4.8.44)$$

Desta forma o aumento de rigidez obtido indiretamente pela necessidade de aumentar a espessura da folha de face para fazer frente ao aumento da tensão máxima devido à aceleração longitudinal do lançador é considerada e, somente complementada pela altura do material sanduíche para fazer frente à necessidade de garantir a frequência mínima de requerida pelo lançador para o desacoplamento com a frequência longitudinal do primeiro modo do lançador.

b) Dimensionamento com o modelo de interface apoiado no quadro

Nesta configuração a maior parte da carga está diretamente apoiada no quadro, considerado significativamente rígido e não considerado para efeito de captura de ineficiências. Por sua vez, o quadro está diretamente apoiado sobre a interface conforme mostrado na *Figura 4.8.4*, também considerada rígida e não incorporada na determinação das ineficiências. Portanto a massa dinâmica considerada como do primeiro modo corresponde ao painel circular com a sua

massa distribuída uniformemente, sendo esta massa correspondente ao tanque de propelente (propelente e massa do tanque) e outros equipamentos fixados no painel.

A equação analítica corresponde ao modelo estabelecido e cuja frequência para cada um dos modos é dada pela Equação 4.8.45 (BLEVINS, 1979).

$$f = \frac{\lambda^2}{2\pi.a^2} \sqrt{\frac{E_{eq}.t_{eq}^3}{12\rho(1-t^2)}} \quad (4.8.45)$$

O valor de ρ é dado pela seguinte equação:

$$\rho = \frac{m_{pi}}{\pi.a^2} \quad (4.8.46)$$

Onde m_{pi} é a massa sobre o painel inferior e considerada uniformemente distribuída sobre toda a área circular apoiada sobre a interface com o lançador.

O módulo de Young do painel equivalente é dado pela Equação 4.8.37 e substituindo o seu valor, o valor de ρ da Equação 4.8.46 e o valor de t_{eq} da Equação 4.8.4 na Equação 4.8.45, obtém-se:

$$f = \frac{\lambda^2}{2\pi.a^2} \sqrt{\frac{\frac{2}{\sqrt{3}} \cdot \frac{t}{h} \cdot E_f \cdot (\sqrt{3} \cdot h)^3}{12 \cdot \frac{m_{pi}}{\pi.a^2} (1-t^2)}} \quad (4.8.47)$$

Reorganizado para colocar em destaque a frequência em função da espessura da folha de face e da espessura do material sanduíche, obtém-se:

$$f^2 = \frac{2\pi.3^{3/2}}{12.4\pi^2\sqrt{3}} \cdot \frac{a^2.t.E_f.h^3}{a^4.h.m_{pi}(1-t^2)} \lambda^4 \quad (4.8.48)$$

Substituindo todos os fatores considerados constantes em relação ao mesmo satélite colocado em dois lançadores e deixando somente os parâmetros de projeto espessura do material sanduíche e espessura da folha de face, obtém-se:

$$f = Kh\sqrt{t} \quad (4.8.49)$$

Aplicando a equação a dois lançadores com os valores de espessura da folha de face obtidos no dimensionamento quase estático e considerando como variável de projeto a espessura do material sanduíche, obtém-se:

$$\frac{h_{Lmax}}{h_{Lmin}} = \frac{f_{Lmax}}{f_{Lmin}} \cdot \sqrt{\frac{t_{min}}{t_{max}}} \quad (4.8.50)$$

4.9. Consolidação dos resultados

Os modelos de captura foram implementados utilizando soluções analíticas simplificadas e consagradas. Também utilizaram os resultados das simulações para caracterizar os piores e melhores casos. Estas simulações produziram resultados conforme o efeito requerido. Para os casos de efeito cumulativo de curta duração (algumas órbitas como o torque aerodinâmico, campo magnético, eclipse e insolação) se obtinha o pior caso do ano. Para o caso do efeito do meio ambiente variável na órbita, o maior valor médio orbital do ano foi considerado. Para o caso de efeito cumulativo de longa duração (radiação e decaimento orbital), o valor integrado no ano foi considerado. Os valores obtidos nas simulações foram incorporados na planilha de parâmetros gerais e de blindagem. Os resultados das simulações podem ser aperfeiçoados com modelos do meio ambiente mais fidedignos, pode-se aumentar a abrangência do método com mais órbitas e novas configurações de plataformas bem como melhorias nas soluções analíticas utilizadas. Todos esses aperfeiçoamentos podem ser facilmente implementados uma vez que as planilhas estão bem estruturadas.

O método implementado produz resultados consolidados em termos da pior e melhor condição ambiental para todos os casos considerados, independentemente da ocorrência de todos eles simultaneamente na mesma órbita. Ele também produz resultados consolidados por órbita, ou seja, o melhor caso acumulado da órbita (menor valor total de todos os equipamentos na mesma órbita) contrastado com pior caso geral independentemente de órbita e que determina o dimensionamento dos equipamentos.

O método proposto neste trabalho (CBfE) estima o custo adicional em termos de massa requerida pelos componentes de bordo para fazer frente às diferentes condições ambientais (no lançamento e no espaço). Quanto mais afastadas as condições ambientais entre o pior e melhor caso, maior é o custo. Cada parâmetro ambiental irá afetar de forma distinta as características dos componentes da plataforma. O custo total é da soma de todos os efeitos e que está sendo apresentado de forma consolidada.

A *Tabela 4.9.1 – Escolha do melhor caso por órbita* apresenta o dimensionamento de cada um dos equipamentos considerados para a particular órbita. Os melhores casos para Nadir e Solar são apresentados na parte de baixo da tabela. O *Mínimo Solar com SADA* corresponde ao caso sem adicionado da massa do SADA.

A órbita de menor massa é a considerada para o melhor caso e os maiores valores de cada equipamento, independentemente de órbita, serão considerados como pior caso. Esta abordagem considera que o dimensionamento de cada equipamento deve ser feito pelo pior caso, independentemente em que órbita ocorre. Os valores utilizados como pior caso são mostrados na *Tabela 4.9.2 – Valores máximos e ineficiência por órbita*.

Para os resultados por órbita, foram considerados para todos os equipamentos, exceto a bobina de torque magnético, a melhoria de eficiência pela adoção de diferentes configurações de capacidade. Como a bobina possui um valor mínimo, não é possível reduzir a ineficiência de duas ou três vezes de acordo com o número de diferentes configurações uma vez que a órbita considera o valor final da bobina e não, o aumento relativo.

A *Tabela 4.9.2* mostra o máximo de dimensionamento utilizado, o mínimo é obtido da *Tabela 4.9.1* e a ineficiência é a diferença entre os dois casos.

A *Tabela 4.9.3 – Resultado consolidado do método* apresenta na região branca a ineficiência independente de órbita, ou seja, a diferença entre o maior e o menor dimensionamento, mesmo que todos os casos não ocorram para a

mesma órbita. A região marrom claro caracteriza os totais em massa e os percentuais em relação ao satélite e à plataforma para o caso independente de órbita. Incorpora totais com e sem a massa indireta. A região verde resume o caso do mínimo por órbita mostrando a ineficiência da órbita menos exigente em relação ao pior caso.

Tabela 4.9.1 – Escolha do melhor caso por órbita

	DETERMINAÇÃO DO MÍNIMO POR CASO - NADIR									
	Apontamento Nadir						HELIO-SÍNCRONA			
	Equatorial zero		Equatorial 12		Equatorial 25		10H		12H	
	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200
TANQUE	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09
RODAS	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01
BOBINAS MAG.	1,77	1,23	3,11	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23
SAG	24,69	24,69	24,69	24,69	24,69	24,69	24,69	24,69	24,69	24,69
BATERIA	9,88	9,64	9,86	9,69	10,80	9,68	10,44	9,00	9,69	9,38
BLINDAGEM	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	6,67	0,00	2,72	0,00	4,69
ESTRUTURA	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43
TOTAL	56,63	52,10	57,95	52,15	57,01	58,81	56,65	54,18	55,89	56,53

	DETERMINAÇÃO DO MÍNIMO POR CASO - SOLAR					
	Apontamento Solar					
	Equatorial zero		Equatorial 12		Equatorial 25	
	600	1200	600	1200	600	1200
TANQUE	1,39	0,04	1,37	0,04	1,36	0,04
RODAS	0,75	0,02	0,73	0,02	0,70	0,02
BOBINAS MAG.	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23
SAG	17,95	17,95	17,95	17,95	17,95	17,95
BATERIA	9,88	9,64	9,86	9,69	10,80	9,68
BLINDAGEM	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	6,67
ESTRUTURA	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43
TOTAL	47,63	45,31	47,57	45,36	48,49	52,02
MÍNIMO NADIR			52,10	kg		
MÍNIMO SOLAR SEM SADA			45,31	Kg		
MÍNIMO SOLAR COM SADA			52,05	Kg		

Tabela 4.9.2 – Valores máximos e ineficiência por órbita

CASO MÁXIMO			
TANQUE	3,47		
RODAS	0,75		
BOBINAS MAG.	3,11		
SAG	24,69		
BATERIA	10,80		
BLINDAGEM	6,67		
ESTRUTURA	23,72		
TOTAL	73,22		
MÁXIMO DE DIMENSIONAMENTO	73,22	kg	
INEFICIÊNCIA	21,17	kg	

Tabela 4.9.3 – Resultado consolidado do método

	TOTAL	PMM
	COMPONENT	MASSA (kg)
1	TANQUE	3,43
2	RODAS	0,74
3	BOBINAS MAG.	1,88
4	SAG	0,00
5	BATERIA	1,81
6	ESTRUTURA	7,29
7	BLINDAGEM (MASSA INDIRETA)	6,67
8	MASSA DIRETA INEFICIÊNCIA	15,2
9	MASSA TOTAL INEFICIÊNCIA	21,8
10	MASSA PLATAFORMA	295
11	MASSA SATÉLITE	557,0
12	% INEF. DIRETA PLATAFORMA	5,1%
13	% INEF. DIRETA SATÉLITE	2,7%
14	% INEF. TOTAL PLATAFORMA	7,4%
15	% INEF. TOTAL SATÉLITE	3,9%
16	MASSA INEFICIENCIA MENOR CASO	21,17
17	% INEF. MENOR CASO - PLATAFORMA	7,2%
18	% INEF. MENOR CASO - SATÉLITE	3,8%

Obtida a *Tabela 4.9.3*, inicia-se o processo de retroalimentação caracterizado na Figura 3.3.1, onde o impacto da abrangência estabelecida preliminarmente na Fase 0 é medido em termos de ineficiência.

Os parâmetros da *Tabela 4.9.3* que podem ser utilizados como figura de mérito são a massa direta e a total (linhas 8 e 9 da tabela), os percentuais em relação à plataforma e ao satélite independente de órbita (12 à 15) e a massa e percentuais para a órbita de melhor caso (16 à 18).

A primeira questão quanto ao uso das figuras de mérito é se a abrangência está acarretando uma ineficiência alta, sendo necessário se proceder ao balanceamento, ou seja, à retroalimentação. Para se decidir esta questão, a melhor forma é se observar o percentual de massa em relação à plataforma (14). Portanto, utiliza-se a figura de mérito como um valor absoluto, subjetivo uma vez que não existem limites ou valores de referência.

A segunda questão a ser resolvida corresponde ao ponto de interrupção da retroalimentação. Este caso é exatamente idêntico ao anterior, utilizando-se de um valor considerado aceitável, também subjetivo.

A terceira e última questão corresponde à definição dos parâmetros ambientais ou de configuração da plataforma que serão modificados para ajustar o nível de ineficiência. Para este caso, deve-se variar os parâmetros e verificar relativamente quais deles tem um grande impacto na ineficiência (12 à 14) com uma limitada redução da abrangência (sensibilidade ao parâmetro). Modificar ligeiramente as altitudes deve corresponder a uma variação significativa da massa total de ineficiência. Portanto, para esse objetivo, usa-se a variação relativa das figuras de mérito, caracterizando-se como uma análise de sensibilidade.

Com relação à massa indireta, deve-se observar se ela é muito alta ou não. Caso seja considerada alta, deve-se trabalhar na redução das órbitas superiores para reduzir o impacto da radiação.

Caso a massa total de ineficiência (9) seja muito maior que a massa do menor caso (16), deve-se procurar trabalhar com o percentual do menor caso da plataforma (17).

Concluída a análise com base nos resultados, os requisitos de abrangência da plataforma estabelecidos na fase anterior (Fase 0), são modificados. Este procedimento é natural, uma vez que esses requisitos estão ainda em aberto na Fase A para que possam ser confirmados pela viabilidade.

5 APLICAÇÃO DO MÉTODO À PMM

5.1. Principais parâmetros considerados

Considerando que o projeto da PMM está em uma fase bem adiantada, a utilização deste método servirá unicamente para avaliar o projeto quanto à ineficiência que está se pagando pelo nível de generalidade da solução adotada.

Para aplicar o método à PMM, foi necessário levantar diversas características e especificações. Foram utilizados diversos documentos de uso restrito e foram obtidas informações em reuniões com os especialistas de cada subsistema. Foram levantados e incorporados diversos parâmetros de entrada caracterizados como gerais ou de definição da missão tais como a vida útil da plataforma, as órbitas consideradas, a massa total da plataforma, a massa disponível para a carga útil, a potência elétrica da plataforma e a potência disponível para a carga útil.

5.1.1. Características da arquitetura mecânica

Foram levantados e incorporados como parâmetros de entrada a localização do centro de massa, a massa dos equipamentos fixados em cada painel e a massa e as dimensões dos próprios painéis, a massa do quadro estrutural, a concepção da interface com o lançador e as massas sobre e da própria interface, as características da colmeia e folha de face dos painéis sanduíche (INPE, 2001b; INPE, 2001d) e os lançadores potenciais a serem usados e suas exigências (INTERNATIONAL SPACE COMPANY KOSMOTRAS, 2001; ISRO, 1999; EUROCKOT, 1999; ORBITAL SCIENCES CORPORATION, 2006; ARIANESPACE, 2006).

5.1.2. Características da arquitetura elétrica

Foram levantados e incorporados como parâmetros de entrada o número de asas, o número máximo e a área útil total dos painéis, a potência máxima da

plataforma, máxima profundidade de descarga e as diversas eficiências (INPE, 2001c).

5.1.3. Características das órbitas e apontamento

Foram levantados e incorporados como parâmetros de entrada, as órbitas consideradas e o erro máximo, a temperatura exoesférica considerada nos estudos, a massa do satélite, a área total das asas consideradas para efeito de arrasto, o coeficiente de arrasto considerado, o número de asas consideradas (1 ou 2), o posicionamento do centro de pressão (asas e corpo), a quantidade de atuadores equipamentos (tanques, bobinas e rodas), as massas individuais do tanque, das rodas e das bobinas e o I_{sp} dos propulsores (FIBRAFORTE ENG. INDUSTRIA E COM. LTDA, 2001; INPE, 2010a; INPE, 2010b).

5.1.4. Características da proteção contra a radiação

Foram levantados e incorporados como parâmetros de entrada os materiais utilizados e a espessura e dimensões das caixas e da estrutura, a vida útil da plataforma, a dose acumulada de radiação ionizante dos componentes e equipamentos qualificados e a quantidade de caixas e suas dimensões. A dose de radiação ionizante dos componentes adquiridos (INPE, 2001a).

5.2. Avaliação da PMM pelo método

Com a obtenção dos parâmetros de entrada da PMM e sua introdução na planilha Excel correspondente, as planilhas de resultados forneceram seus dado os quais são apresentados nas diversas seções que seguem.

5.2.1. Dimensionamento do tanque

A *Tabela 5.2.1* mostra o impacto no dimensionamento do tanque de propelente com base nos diversos parâmetros de missão. A primeira coluna apresenta o tipo de órbita, a segunda a inclinação, a terceira o apontamento e a quarta o número de asas. As três colunas seguintes apresentam os resultados do método para as combinações das colunas anteriores e para as três diferentes altitudes consideradas pelo método. Como a PMM tem sempre duas asas, o

caso de uma única asa não é aplicável (NA). O valor apresentado corresponde à massa de equipamento (no caso, uma fração do tanque) necessário para armazenar o propelente requerido durante a vida útil do satélite para manter a órbita dentro do erro estabelecido devido ao arrasto atmosférico. As duas últimas colunas correspondem a interpolações para as altitudes limites da PMM. Nas duas linhas inferiores são apresentados os valores máximos e mínimos de massa obtidos. O valor unitário corresponde à diferença entre o máximo e mínimo dividido. A ineficiência corresponde ao valor unitário multiplicado pelo número de equipamentos embarcados na plataforma (no caso do exemplo um único tanque) e dividido pelo número de configurações de tanque disponíveis para serem utilizados de acordo com a missão (informado na última linha da tabela).

A Figura 5.2.1 mostra uma das curvas utilizada para interpolar as altitudes 600 e 1200 km a partir dos três pontos do método. A curva corresponde ao caso de inclinação 0° , apontamento Nadir e duas asas. A linha de tendência utilizada foi a disponível no Excel que mais se aproximava dos pontos existentes.

Tabela 5.2.1- Massa do tanque para os diversos casos

MASSA DE TANQUE								
ORB.	INC	APONTAM.	ASAS	ALT. ORBITA (km)			PMM	
				400	700	1500	600	1200
				(kg)	(kg)	(kg)	(kg)	(kg)
EQU	0	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
BAIX INC	12	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
BAIX INC	25	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
EQU	0	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,88	0,01	1,39	0,04
BAIX INC	12	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,88	0,01	1,37	0,04
BAIX INC	25	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,86	0,01	1,36	0,04
SSO 10H	97/98	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
	100		2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
SSO 12H	97/98	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
	100		2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
Max:	3,47	Min:	0,04	Unit:	3,43	Inef:	3,43	
Conf. Tanques:			1	Qtde tanques		1		

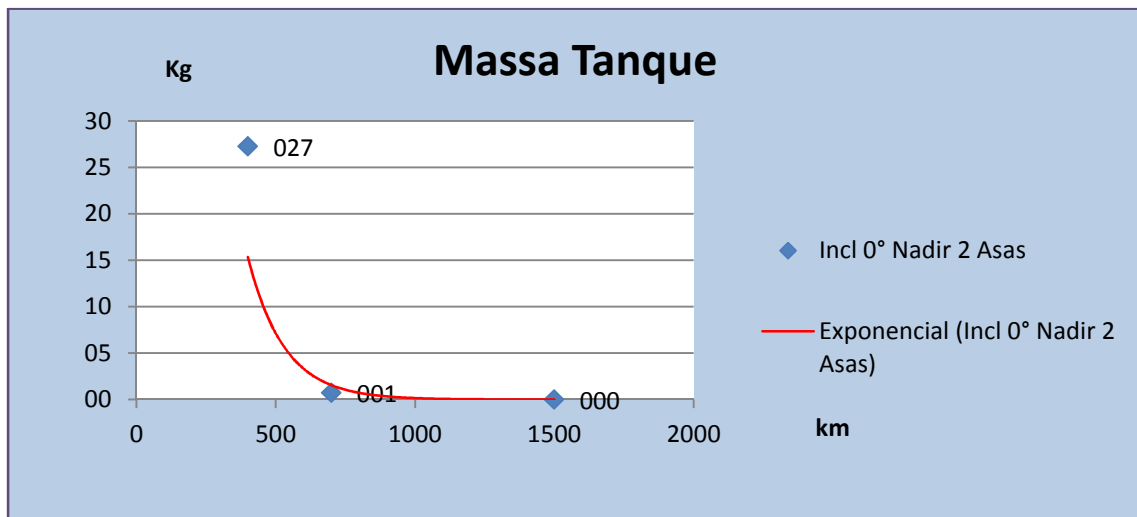


Figura 5.2.1 – Linha de tendência para um caso do tanque

5.2.2. Dimensionamento das rodas de reação

A Tabela 5.2.2 mostra as massas das rodas de reação para cada um dos casos. A PMM possui 4 rodas embarcadas, sendo a ineficiência correspondente a 4 vezes o valor unitário apresentado. A Figura 5.2.2 mostra a curva de tendência adotada para um dos casos.

5.2.3. Dimensionamento das bobinas de torque magnético

A Tabela 5.2.3 mostra as massas das bobinas de torque para cada um dos casos. Para as bobinas foi atribuído um valor mínimo (a última linha mostra o valor mínimo adotado) não havendo ineficiência em alguns casos uma vez que sempre vai se usar a mesma bobina disponível. A última linha da Tabela 5.2.3 também mostra a que o projeto considerou um único tamanho de bobina (Config. Bobinas). A Figura 5.2.3 mostra a curva de tendência adotada para um dos casos, sem a aplicação dos valores mínimos.

Tabela 5.2.2 – Massa das rodas de reação para os diversos casos

MASSA RODA REAÇÃO								
ORBITA	INCL	APONTAM.	ASAS	ORBIT ALT. (km)			PMM	
				400	700	1500	600	1200
				(kg)	(kg)	(kg)	(kg)	(kg)
EQU	0	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	0,730	0,020	0,000	0,096	0,003
LOW INC	12	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	0,730	0,020	0,000	0,096	0,003
LOW INC	25	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	0,730	0,020	0,000	0,096	0,003
EQU	0	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,186	0,000	0,188	0,005
LOW INC	12	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,179	0,000	0,181	0,005
LOW INC	25	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,173	0,000	0,176	0,005
SSO 10H	97/98	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
	100		2	0,730	0,020	0,000	0,096	0,003
SSO 12H	97/98	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
	100		2	0,730	0,020	0,000	0,096	0,003
Max:	0,19	Min:	0,00	Unit:	0,19	Inef:	0,74	
		Conf. Rodas:	1	Qtde. Rodas	4			

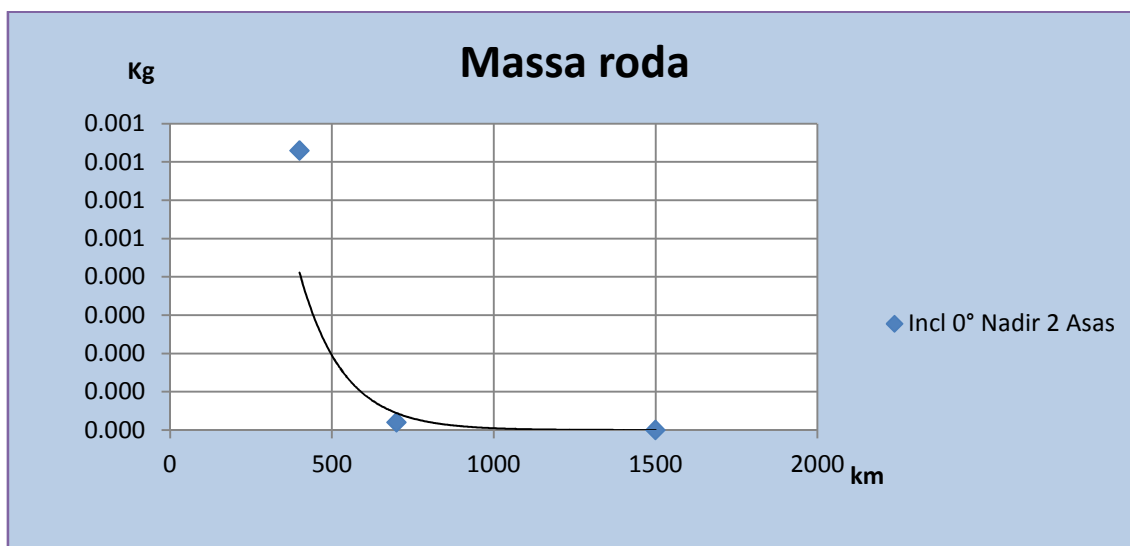


Figura 5.2.2 – Linha de tendência para um caso da roda de reação

Tabela 5.2.3 – Massa das bobinas de torque magnético para os diversos casos

MASSA BOBINA MAGNÉTICA								
				ALT. ORBITA (km)			PMM	
ORB.	INC	APONT.	ASAS	400	700	1500	600	1200
				(kg)	(kg)	(kg)	(kg)	(kg)
EQU	0	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	1,606	0,095	0,001	0,591	0,410
LOW INC	12	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	2,822	0,095	0,001	1,038	0,410
LOW INC	25	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	1,007	0,034	0,000	0,410	0,410
EQU	0	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,187	0,001	0,410	0,410
LOW INC	12	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,187	0,001	0,410	0,410
LOW INC	25	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,156	0,000	0,410	0,410
SSO 10H	97/98	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
	100		2	0,799	0,027	0,000	0,410	0,410
SSO 12H	97/98	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
	100		2	0,799	0,027	0,000	0,410	0,410
Max:	1,04	Min:	0,41	Unit:	0,63	Inef:	1,88	
Min. Estab.:	0,41	Qtde	3	Config. Bobinas				1

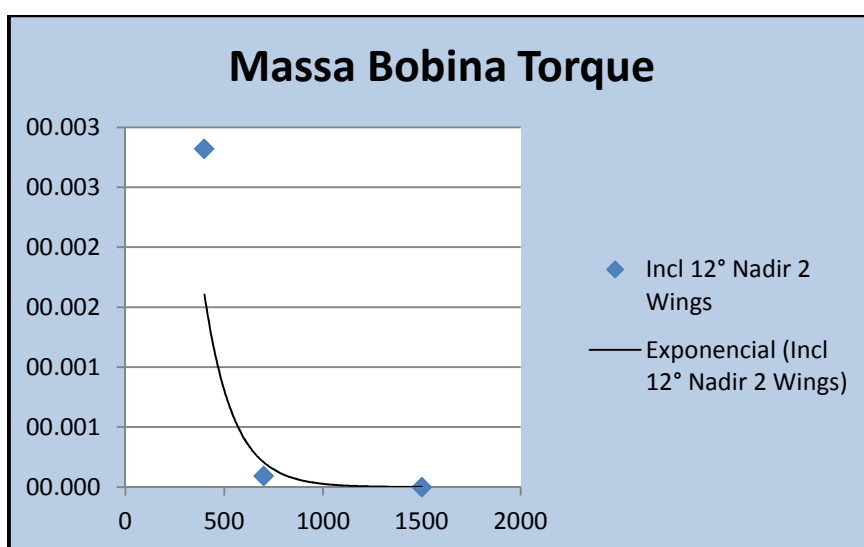


Figura 5.2.3 – Linha de tendência para um dos casos da bobina magnética

5.2.4. Dimensionamento dos painéis solares e asas

A Tabela 5.2.4 mostra a área necessária para cada um dos casos e a interpolação efetuada para os limites de altitude da PMM (em amarelo). A Figura 5.2.4 mostra a curva de tendência utilizada para interpolar um dos casos. A Tabela 5.2.5 mostra, nas duas primeiras colunas para o caso *Sempre Duas Asas*, a quantidade total de painéis solares do tamanho padrão estabelecido para a PMM. Como são sempre duas asas, o número é sempre par. A terceira coluna corresponde à massa fixa (independente da superfície de painel requerida) para fixar o painel à estrutura e fazê-lo girar. Observe nessa coluna que os valores vinculados ao apontamento Solar são menores. Isto se deve à exclusão do dispositivo SADA para girar as asas (as asas não necessitam girar). As colunas seguintes correspondem à massa total para cada caso incluindo os painéis e a massa fixa. Todas as colunas seguintes correspondem aos casos *Uma ou Duas Asas* e portanto o número de painéis pode ser ímpar, o que não é aplicável ao caso da PMM. Observe na penúltima linha que apesar de existir uma diferença entre o valor máximo e mínimo, a ineficiência foi nula. Isto ocorre porque não foi utilizada a configuração mínima (obtida do apontamento Solar) e sim a *Mínima Desc. SADA* mostrado última linha.

Tabela 5.2.4 – Área útil requerida pelos painéis para os diversos casos

PAINÉIS SOLARES (Somente área painéis)							
			ALT. ORBITA (km)			PMM	
ORBITA	INC	APONT.	400	700	1500	600	1200
			(m ²)	(m ²)	(m ²)	(m ²)	(m ²)
EQU	0	NADIR	3,49	3,29	2,98	3,38	3,08
BAIXA INC	12	NADIR	3,78	3,57	3,19	3,66	3,32
BAIXA INC	25	NADIR	4,43	4,00	3,44	4,23	3,62
EQU	0	SOLAR		3,01	2,74	3,05	2,84
BAIXA INC	12	SOLAR		2,92	2,61	2,95	2,72
BAIXA INC	25	SOLAR		2,75	2,64	2,76	2,68
SSO 10H		NADIR	3,77	3,43	3,19	3,64	3,25
SSO 12H		NADIR	3,26	3,09	2,83	3,17	2,92

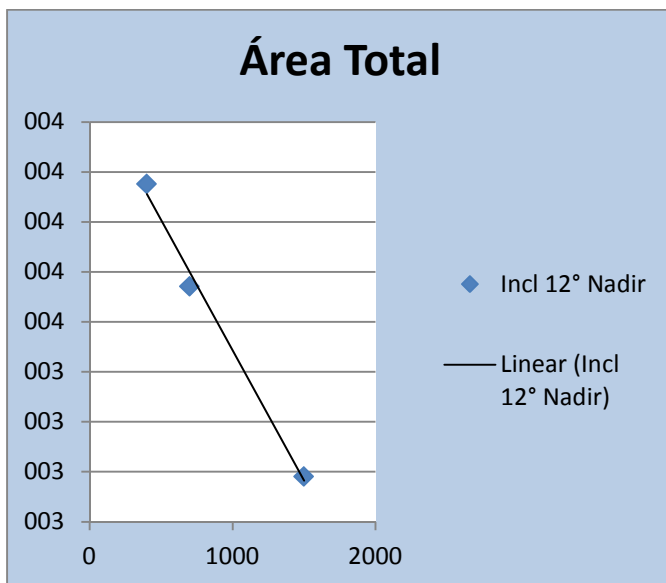


Figura 5.2.4 – Linha de tendência da área dos painéis para um dos casos

Tabela 5.2.5 – Num. painéis por asa e massa para os diversos casos

			SEMPRE DUAS ASAS					1 ou 2 ASAS					
			# Painéis (*)		M Fx	Massa Total		# Painéis		Massa fixa		Massa Total	
ORBITA	INC	APONT.	600	1200		600	1200	600	1200	600	1200	600	1200
			(#)	(#)	(kg)	(kg)	(kg)	(#)	(#)	(kg)	(kg)	(kg)	(kg)
EQU	0	NADIR	4	4	9,596	24,69	24,69	NA	NA	NA	NA	NA	NA
BAIXA INC	12	NADIR	4	4	9,596	24,69	24,69	NA	NA	NA	NA	NA	NA
BAIXA INC	25	NADIR	6	4	9,596	32,24	24,69	NA	NA	NA	NA	NA	NA
EQU	0	SOLAR	4	4	2,856	17,95	17,95	NA	NA	NA	NA	NA	NA
BAIXA INC	12	SOLAR	4	4	2,856	17,95	17,95	NA	NA	NA	NA	NA	NA
BAIXA INC	25	SOLAR	4	4	2,856	17,95	17,95	NA	NA	NA	NA	NA	NA
SSO 10H		NADIR	4	4	9,596	24,69	24,69	NA	NA	NA	NA	NA	NA
SSO 12H		NADIR	4	4	9,596	24,69	24,69	NA	NA	NA	NA	NA	NA
(*) Sempre par			Max: 32,24		Min: 17,95		Inef: 7,55						
			Min. Desc. Sada		24,69								

5.2.5. Dimensionamento da bateria

A Tabela 5.2.6 mostra a massa necessária para cada um dos casos e a interpolação efetuada para os limites de altitude da PMM. A Figura 5.2.5 mostra a curva de tendência utilizada para interpolar um dos casos.

Tabela 5.2.6 – Massa das baterias para os diversos casos

BATERIA						
		ALT. ORBITA (km)			PMM	
ORBITA	INC	400	700	1500	600	1200
		(kg)	(kg)	(kg)	(kg)	(kg)
EQU	0	9,98	9,93	9,64	9,88	9,64
BAIXA INC	12	9,97	9,76	9,64	9,86	9,69
BAIXA INC	25	12,03	9,76	9,65	10,80	9,68
SSO 10H		9,68	9,37	8,80	10,44	9,00
SSO 12H		9,95	9,45	9,34	9,69	9,38
Max: 10,8		Min:	9,00	Unit	1,81	Inef. 1,81
Config. Bateria		1	Qtde baterias		1	

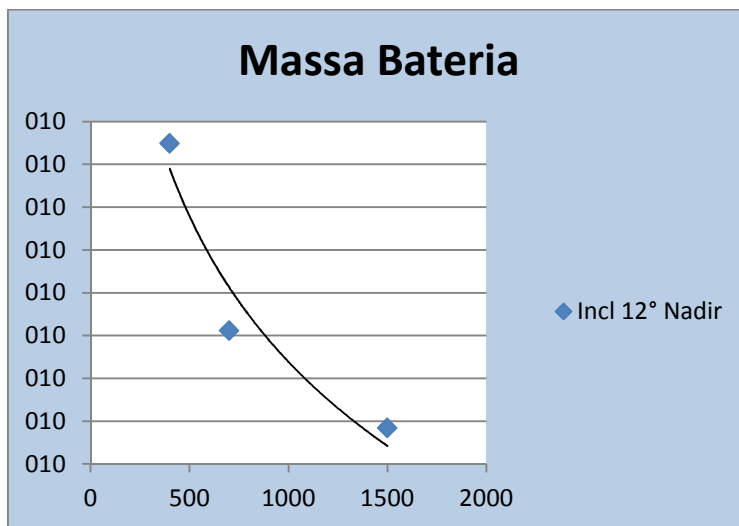


Figura 5.2.5 – Linha de tendência da massa da bateria para um dos casos

5.2.6. Dimensionamento da blindagem dos componentes eletrônicos

A parte superior da *Tabela 5.2.7* mostra, para cada inclinação/horário de cruzamento do Equador, a radiação absorvida já considerando a blindagem padrão existente (estrutura e caixas) tanto para o caso de equipamentos desenvolvidos quanto para o caso de equipamentos adquiridos. No primeiro caso, a referência é a dose máxima capaz de ser absorvida pelos componentes eletrônicos. No segundo caso, a referência é a dose máxima absorvida pelo equipamento como um todo (inclui os componentes eletrônicos e sua caixa funcionando como blindagem). Essa tabela mostra que para as órbitas mais inclinadas (à partir de 25°) e altitudes maiores, a radiação é significativamente maior, ultrapassando os limites dos componentes e equipamentos. A radiação está vinculada ao campo magnético terrestre uma vez que estas partículas foram aprisionadas por esse campo. As linhas de campo entram nos polos magnéticos. Como existe um desvio da ordem de 11° entre o polo geográfico e o magnético, a órbita de 25° fica relativamente próxima desse polo fazendo com que haja um aumento significativo da radiação para uma mesma altitude quando comparada com as inclinações de 12° e zero graus.

Como resultado, o método determina se é necessário aumentar a blindagem e de quanto, em mm. Na parte inferior da *Tabela 5.2.7* é mostrada a massa da blindagem colocada nos extremos de cada caixa, para 3 tamanhos distintos de caixas da PMM. A *Tabela 5.2.8* resume para cada órbita, a massa necessária de blindagem para fazer frente ao nível de radiação existente.

Tabela 5.2.7 – Blindagem adicional requerida pelos diversos casos

DETERMINAÇÃO DA ESPESSURA DE BLINDAGEM ADICIONAL										
	Inclinação 0		Inclinação 12		Inclinação 25		10 horas		12 horas	
	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200
Equipamentos desenvolvidos (baseados nos componentes adquiridos)										
TID absorv. blind. padrão	19,80	5539,04	6,69	6585,96	921,35	32451,94	6264,60	30125,94	5484,49	34810,32
Órbitas não cobertas	0	0	0	0	0	1	0	1	0	1
Blindagem adicional	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	6,0	0,0	2,0	0,0	4,0
Equipamentos Adquiridos										
TID blindagem padrão	19,80	5539,04	6,69	6585,96	921,35	32451,94	6264,60	30125,94	5484,49	34810,32
Órbitas não cobertas	0	0	0	0	0	1	0	1	0	1
Blindagem adicional	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	1,0	0,0	1,0	0,0	1,0
DETERMINAÇÃO DA MASSA A SER INCORPORADA NA FORMA DE PLACAS DE BLINDAGEM										
	Inclinação 0		Inclinação 12		Inclinação 25		10 horas		12 horas	
	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200
Blindagem adicional das caixas de equipamentos desenvolvidos										
Pequenas	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	1,55	0,00	0,52	0,00	1,04
Médias	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	2,91	0,00	0,97	0,00	1,94
Grandes	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	1,46	0,00	0,49	0,00	0,97
Totais	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	5,92	0,00	1,97	0,00	3,95
Blindagem adicional das caixas de equipamentos adquiridos										
Pequenas	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,26	0,00	0,26	0,00	0,26
Médias	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,49	0,00	0,49	0,00	0,49
Grandes	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
Totais	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,74	0,00	0,74	0,00	0,74

Tabela 5.2.8 – Massa total de blindagem para os diversos casos

DOSE TOTAL IONIZANTE			
		PMM	
ORBIT	INC	600	1200
		Mass (kg)	Mass (kg)
EQU	0	0	0,00
BAIXA INCL	12	0	0,00
BAIXA INCL	25	0	6,67
SSO 10H		0	2,72
SSO 12H		0	4,69
Max:	6,67	Min:	0,00
Fator CReB	1	Inef	6,67

5.2.7. Dimensionamento da estrutura mecânica

A Tabela 5.2.9 mostra a diferença de massa necessária na estrutura entre o do dimensionamento atual (pior caso) e a redução para se adequar ao melhor caso dos lançadores da PMM.

Tabela 5.2.9 – Diferença de massa da estrutura para os melhores e piores casos dos Lançadores

EFEITO DOS LANÇADORES			
PAINEL	EFEITO	MASSA POR PAINEL (kg)	MASSA TOTAL (kg)
TOPO	Aceleração longitudinal	0,47	0,47
LATERAL	Aceleração lateral	0,89	3,55
FUNDO	Acel. Long - I/F no Painel	NA	NA
	Acel. Long - I/F no Quadro	0,98	0,98
	Desacopl - I/F no Painel	NA	NA
	Desacopl - I/F no Quadro	2,29	2,29
TOTAL			7,29
Caso Máximo		23,72	
Caso Mínimo		16,43	

5.3. Consolidação e análise dos resultados

A *Tabela 5.3.1 – Massa dos equipamentos por caso* mostra a massa de cada equipamento necessária para fazer frente a cada um dos casos considerados pelo método (órbitas e horários de cruzamento do Equador), com base nos resultados mostrados na *Seção 5.2. Avaliação da PMM pelo método*. Pode-se observar que a órbita que requer menos massa para apontamento Nadir e Solar é a Equatorial zero graus com altitude 1200 km. O pior caso para análise por órbita é apresentado na *Tabela 5.3.2 – Máximo e ineficiência por caso* com um valor de 84,24 kg para a PMM. A ineficiência corresponde à diferença entre o máximo de dimensionamento e o mínimo. O mínimo adotado caso a plataforma embarque sempre (inclusive no apontamento Solar) o SADA é o *Mínimo Solar sem SADA* da *Tabela 5.3.1*. Esse mínimo faz com que a massa do SADA seja considerada como ineficiente para o apontamento Solar. Caso contrário se utiliza o *Mínimo Solar com SADA* que não considera o SADA como ineficiência.

A *Tabela 5.3.3 – Ineficiências independentes e resumo global* apresenta os resultados mostrados na *Seção 5.2. Avaliação da PMM pelo método*, onde os seis primeiros itens corresponde às diferenças entre o pior e melhor caso independentemente das órbitas em que ocorrem. Pode-se observar que a massa direta de ineficiência da PMM é de 22,7 kg representando 7,7% da plataforma e 4,1% do satélite. A massa total de ineficiência (incorporando a massa indireta) é de 29,4 kg representando 10,0% da plataforma e 5,3% do satélite (Amazonia-1). Esses percentuais poderiam ser utilizados para ajustar a abrangência (conforme uso das figuras de mérito descritos na *Seção 4.9 Consolidação dos resultados*) se o método estivesse disponível na fase A. Em verde se destaca a massa de ineficiência por órbita, sendo muito próxima da massa de ineficiência independente (21,8).

Tabela 5.3.1 – Massas dos equipamentos por caso

DETERMINAÇÃO DO MÍNIMO POR CASO - NADIR										
	Apontamento Nadir						HELIO-SÍNCRONA			
	Equatorial zero		Equatorial 12		Equatorial 25		10H		12H	
	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200
TANQUE	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09
RODAS	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01
BOBINAS MAG.	1,77	1,23	3,11	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23
ASAS SOLARES	24,69	24,69	24,69	24,69	32,24	24,69	24,69	24,69	24,69	24,69
BATERIA	9,88	9,64	9,86	9,69	10,80	9,68	10,44	9,00	9,69	9,38
BLINDAGEM	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	6,67	0,00	2,72	0,00	4,69
ESTRUTURA	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43
TOTAL	56,63	52,10	57,95	52,15	64,56	58,81	56,65	54,18	55,89	56,53

DETERMINAÇÃO DO MÍNIMO POR CASO - SOLAR						
	Apontamento Solar					
	Equatorial zero		Equatorial 12		Equatorial 25	
	600	1200	600	1200	600	1200
TANQUE	1,39	0,08	2,75	0,08	2,73	0,07
RODAS	0,75	0,02	0,73	0,02	0,70	0,02
BOBINAS MAG.	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23
ASAS SOLARES	17,95	17,95	17,95	17,95	17,95	17,95
BATERIA	9,88	9,64	9,86	9,69	10,80	9,68
BLINDAGEM	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	6,67
ESTRUTURA	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43
TOTAL	47,63	45,35	48,94	45,40	49,85	52,06

MÍNIMO NADIR	52,10	kg
MÍNIMO SOLAR SEM SADA	45,31	kg
MÍNIMO SOLAR COM SADA	52,05	kg

Tabela 5.3.2 –Máximo e Ineficiência por caso

CASO MÁXIMO			
TANQUE	3,47		
RODAS	0,75		
BOBINAS MAG.	3,11		
ASAS SOLARES	32,24		
BATERIA	10,80		
BLINDAGEM	6,67		
ESTRUTURA	23,72		
TOTAL	80,77		
MÁXIMO DE DIMENSIONAMENTO	80,77	kg	
INEFICIÊNCIA	28,72	kg	

Tabela 5.3.3 – Ineficiências independentes e resumo global

		TOTAL	PMM
COMPONENT		MASSA (kg)	
1	TANQUE	3,43	
2	RODAS	0,74	
3	BOBINAS MAG.	1,88	
4	ASAS SOLARES	7,55	
5	BATERIA	1,81	
6	ESTRUTURA	7,29	
7	BLINDAGEM (MASSA INDIRETA)	6,67	
8	MASSA DIRETA INEFICIÊNCIA	22,7	
9	MASSA TOTAL INEFICIÊNCIA	29,4	
10	MASSA PLATAFORMA	295	
11	MASSA SATÉLITE	557,0	
12	% INEF. DIRETA PLATAFORMA	7,7%	
13	% INEF. DIRETA SATÉLITE	4,1%	
14	% INEF. TOTAL PLATAFORMA	10,0%	
15	% INEF. TOTAL SATÉLITE	5,3%	
16	MASSA INEFICIENCIA MENOR CASO	28,72	
17	% INEF. MENOR CASO - PLATAFORMA	9,7%	
18	% INEF. MENOR CASO - SATÉLITE	5,2%	

5.4. Exemplos de uso dos resultados

O objetivo deste exemplo é ilustrar o uso das figuras de mérito apresentadas Seção 4.9 *Consolidação dos resultados* em particular o ajuste da abrangência.

A Tabela 5.3.4 – *Efeito da diminuição da altitude* mostra o resultado da variação do limite inferior da altitude da PMM de 600 para 550 km. Quando comparada com a Tabela 5.3.3 pode-se observar que a massa do tanque aumentou de 1,22 kg devido ao aumento do arrasto atmosférico.

Tabela 5.3.4 – Efeito da diminuição da altitude

	TOTAL	PMM
	COMPONENT	MASSA (kg)
1	TANQUE	4,65
2	RODAS	1,00
3	BOBINAS MAG.	2,77
4	ASAS SOLARES	7,55
5	BATERIA	1,96
6	ESTRUTURA	7,29
7	BLINDAGEM (MASSA INDIRETA)	6,67
8	MASSA DIRETA INEFICIÊNCIA	25,2
9	MASSA TOTAL INEFICIÊNCIA	31,9
10	MASSA PLATAFORMA	295
11	MASSA SATÉLITE	557,0
12	% INEF. DIRETA PLATAFORMA	8,5%
13	% INEF. DIRETA SATÉLITE	4,5%
14	% INEF. TOTAL PLATAFORMA	10,8%
15	% INEF. TOTAL SATÉLITE	5,7%
16	MASSA INEFICIENCIA MENOR CASO	31,23
17	% INEF. MENOR CASO - PLATAFORMA	10,6%
18	% INEF. MENOR CASO - SATÉLITE	5,6%

Também pode-se observar que a roda também teve um aumento devido a esse mesmo efeito, produzindo um torque maior. A bobina de torque magnético também aumentou de valor uma vez que o aumento de campo magnético foi

pequeno frente ao aumento do momento angular a descarregar. As asas solares não tiveram aumento, apesar de aumentar a duração do eclipse solar e redução do tempo com a captação da energia do Sol, tendo sido utilizada a sobra disponível nos painéis solares devido á padronização de tamanho e o uso sempre de pares de painéis. As baterias também aumentaram devido ao mesmo motivo.

O efeito global da mudança foi de um aumento de 2,5 kg de massa de ineficiência total, passando o percentual de massa total da plataforma de 10,0% para 10,8%.

Um segundo exemplo mostrado na *Tabela 5.3.5 – Efeito do aumento da altitude* corresponde ao caso de aumentar a altitude da menor órbita passando de 600 para 650 km.

Observa-se que houve uma diminuição da ineficiência do tanque e das rodas devido à diminuição da densidade atmosférica. Com a diminuição do momento angular armazenado pelas rodas houve também uma diminuição das dimensões das bobinas de torque magnético. Os painéis solares não foram alterados uma vez que não se atingiu o limite de transição devido ao uso de painéis de tamanho padrão. O efeito global foi da redução da massa de ineficiência de 31,9 kg para 27,5 kg passando a ineficiência de 10% para 9,3%.

Tabela 5.3.5 – Efeito da aumento da altitude

TOTAL		PMM
COMPONENT		MASSA (kg)
1	TANQUE	2,53
2	RODAS	0,55
3	BOBINAS MAG.	1,20
4	ASAS SOLARES	7,55
5	BATERIA	1,67
6	ESTRUTURA	7,29
7	BLINDAGEM (MASSA INDIRETA)	6,67
8	MASSA DIRETA INEFICIÊNCIA	20,8
9	MASSA TOTAL INEFICIÊNCIA	27,5
10	MASSA PLATAFORMA	295
11	MASSA SATÉLITE	557,0
12	% INEF. DIRETA PLATAFORMA	7,0%
13	% INEF. DIRETA SATÉLITE	3,7%
14	% INEF. TOTAL PLATAFORMA	9,3%
15	% INEF. TOTAL SATÉLITE	4,9%
16	MASSA INEFICIENCIA MENOR CASO	26,80
17	% INEF. MENOR CASO - PLATAFORMA	9,1%
18	% INEF. MENOR CASO - SATÉLITE	4,8%

6 CONCLUSÕES

6.1. Análise

6.1.1. Proposta de tese

A proposta de tese, aprovada por uma banca constituída para este fim, estabelece o objetivo da tese e o escopo. Os principais pontos estabelecidos naquela proposta (Apêndice A) foram:

- a) Propor e demonstrar um método que auxilie na arquitetura de plataformas de satélites na fase de concepção;
- b) Caracterizar o efeito do meio ambiente na concepção da plataforma;
- c) Ajustar a eficiência da plataforma à abrangência;
- d) Considerar o efeito da vida útil, veículos lançadores, fatores paramétricos (escalabilidade);
- e) Aplicar o método a um exemplo.

O método apresentado demonstrou na Seção 3.3. *O Método no processo de desenvolvimento* que foi concebido para atuar na fase A denominada de viabilidade e na qual está inserida a concepção da plataforma. Na Seção 4.9 *Consolidação dos resultados* pode-se observar como o método auxilia na arquitetura e permite o ajuste da eficiência à abrangência. A caracterização do efeito do meio ambiente na concepção da plataforma e o efeito na vida útil podem ser observados na Seção 3.5 *Meio ambiente espacial considerado e seu efeito nos componentes*. A consideração pelo método do efeito dos Lançadores pode ser comprovado nas Seções 3.9 *Modelo de captura das ineficiências da estrutura mecânica da plataforma* e 4.8. *Dimensionamento da estrutura mecânica da plataforma*. Os fatores paramétricos foram incorporados pelo método e descritos na Seção 3.6. *Modelo básico de captura das ineficiências dos equipamentos*.

O método foi aplicado a um exemplo real de plataforma no Capítulo 5. *Aplicação do método à PMM.*

6.1.2. Bibliografia

A bibliografia apresentada no Capítulo 2 caracteriza o conhecimento desenvolvido nos últimos anos no contexto deste trabalho. Essa bibliografia é analisada a seguir com o objetivo de demonstrar as lacunas e oportunidades existentes e que estão sendo preenchidas por este trabalho. Portanto constituem conclusões acerca da bibliografia.

Bogossian e Loureiro (2012) classificaram em três grandes grupos a base para definição da família de produtos das aplicações gerais. Um primeiro grupo baseado na arquitetura do projeto, um segundo baseado no mercado e um terceiro nos aspectos técnicos tais como fabricação, estoque e reutilização.

Esse artigo serve para posicionar este trabalho frente às categorias propostas. O método apresentado faz a conexão entre a arquitetura, colocada no primeiro grupo, com o segundo grupo, não como mercado mas como potenciais interessados. O método demonstrou que o impacto do meio ambiente na arquitetura é muito grande. O terceiro grupo se aplica ao contexto espacial mas não está sendo coberto pelo método.

Boas e Crawley (2006 e 2007) mencionaram o desenvolvimento sequencial e paralelo para produtos complexos. Bogossian e Loureiro (2012) demonstraram que a abordagem sequencial foi adotada em diversos casos, demonstrando que no contexto espacial a abordagem é sequencial, impondo restrições às futuras missões em termos das capacidades e limites dos satélites que as implementam.

Esses artigos demonstraram como é importante o processo proposto pelo método. Os estudos vinculados ao mercado nas aplicações gerais (segunda categoria), permitem limitar a abrangência ao potencial do mercado, podendo

se estudar as características dos produtos destinados a cada nicho de mercado. Pelo processo sequencial não se conhece os produtos da família a ser desenvolvida constituindo um desafio maior.

Os artigos que descrevem as plataformas (AEROSPATIALE AND SEXTANT, 1995; ALARY e LAMBERT, 2007; BOUZAT, 2000; BUISSON, CUSSAC, *et al.*, 1998; DECHEZELLES e HUTTIN, 2000; GALEAZZI, 2000; INPE, 2010b) não analisam os componentes que devem ser considerados como núcleo comum associando quase sempre os componentes de serviço à plataforma. O artigo Bouzat (2000) não fez uma análise de cada componente mas excluiu a área térmica do que seria comum a todas as missões, observando adequadamente que esta área tem soluções que variam muito com o meio ambiente, não podendo se ter uma solução específica adequada ao porte da plataforma. Desta forma, conforme estabelecido na Seção 3.5. *Meio ambiente espacial considerado e seu efeito nos componentes*, estabeleceu-se que a solução a ser adotada para fazer frente ao ambiente térmico não é parte da plataforma, devendo ser incorporada na parte específica de cada missão.

Os mesmos artigos mencionados no parágrafo anterior e que descrevem as plataformas desenvolvidas/em desenvolvimento, também não analisam as penalidades oriundas da abrangência considerada.

Vários autores (BOAS e CRAWLEY, 2007; GONZALEZ-ZUGASTI e OTTO, 2000; MOSFFATTO, 1999) destacaram que os benefícios das plataformas foram amplamente divulgados mas as penalidades não claramente estabelecidas ou destacadas de forma genérica. Boas e Crawley (2007) chegam a citar que a literatura acadêmica não trata bem deste assunto, representando uma grande oportunidade de melhoria do entendimento gerencial na tomada de decisão. O levantamento de programas produtos da Seção 2.7 Funcionalidades disponíveis nos programas-Produto do mercado também demonstraram a indisponibilidade de informações sobre penalidades.

Na Seção 3.2 *Descrição do método proposto* ficou clara a consequência da falta de uma medida de penalidade associada ao processo de desenvolvimento sequencial, o aumento da abrangência da plataforma, projetando um veículo cada vez mais genérico, sem observar a redução de eficiência. Este mesmo método cobriu a lacuna caracterizada por alguns autores.

Um outro aspecto a mencionar é a dificuldade em se utilizar um único atributo, sempre crescente, destacado por Gonzalez-Zugasti e Otto (2000). O método demonstrou nas Seções 3.4. *Unidade Utilizada como Medida de Penalidade* e 3.6. *Modelo Básico de Captura das Ineficiências nos Equipamentos* que existe uma unidade padrão, sempre crescente, como medida de ineficiência.

O método de medida de penalidade proposto é fortemente vinculado às condições do meio ambiente no qual o produto satélite irá operar no período de instalação no seu local definitivo e sua vida útil.

A introdução de medidas de eficiência/ineficiência nos programas espaciais, em particular os vinculados a soluções genéricas, traz para a conservadora área espacial e o programa espacial brasileiro, o objetivo de tornar natural a busca por melhorias de desempenho de seus produtos.

6.2. Contribuições

A primeira contribuição deste trabalho foi o estabelecimento do processo sequencial de desenvolvimento de plataformas de famílias de produto, tendo sido publicado em um evento (BOGOSSIAN e LOUREIRO, 2011) e em um periódico (BOGOSSIAN e LOUREIRO, 2012).

Uma segunda contribuição, publicada da mesma forma que a primeira, foi o efeito combinado do desenvolvimento sequencial e da não existência de métodos de captura das penalidades, implicando em um aumento da abrangência e, portanto, da ineficiência.

Uma terceira contribuição foi a introdução da massa como medida de penalidade para a ineficiência, tendo como consequência a redução da capacidade de incorporar equipamentos voltados para o objetivo da missão (carga útil).

A quarta contribuição é a demonstração de que é possível se obter medidas de penalidades objetivas e quantitativas, principalmente para serem aplicadas às plataformas de produto as quais constituem um núcleo genérico.

A quinta e última contribuição é o próprio desenvolvimento do método aplicado à fase de concepção dos projetos de plataforma espaciais, permitindo que se efetue o balanço entre a abrangência e a eficiência da plataforma.

6.3. Cumprimento dos objetivos

O objetivo geral estabelecido para a tese na introdução deste documento especifica que deve ser desenvolvido um método, a ser utilizado na fase de concepção, que permita balancear a eficiência das plataformas de produtos aplicados a famílias de satélites de órbita baixa com a abrangência. O método desenvolvido atua exatamente nesse objetivo, exigindo somente dados disponíveis na fase de concepção da plataforma e produzindo tabelas que contabilizam as principais ineficiências. Estas ineficiências contabilizam o custo da generalidade permitindo ao projetista definir e ajustar a abrangência da sua plataforma a um nível de eficiência aceitável. A comprovação do cumprimento do objetivo fica caracterizada na *Seção 4.9 Consolidação dos resultados* a qual descreve os resultados do método e o processo de retroalimentação e a *Seção 5.3. Consolidação e análise dos resultados* onde são avaliados os resultados aplicados à PMM.

Os objetivos específicos estabelecidos foram cobertos uma vez que:

- a) Diversos parâmetros de missão foram considerados pelo métodos tais como inclinações, altitudes, apontamento, erros máximos de órbita,

sincronismo com horários de cruzamento do equador caracterizando claramente a abrangência do método;

- b) Foi caracterizado o processo básico de desenvolvimento de plataformas de produtos aplicados a satélites. Observou-se que não se conhece previamente a família de produtos a ser gerada o que tende a aumentar a abrangência da plataforma em detrimento da sua eficiência;
- c) O método proposto tomou como premissa a fase de concepção e somente solicitou dados disponíveis nesta fase. Caso o projetista não tenha valores para diversos parâmetros, o método considera um valor pré-estabelecido;
- d) O método incorporou a existência de vários lançadores para avaliar seu impacto na ineficiência da estrutura;
- e) O método incorporou a disponibilidade de herança de outros projetos no uso pela plataforma, não constituindo um ônus adicional de ineficiência uma vez que o produto foi aproveitado de projetos anteriores;
- f) O método foi aplicado a um exemplo concreto, a Plataforma MultiMissão em desenvolvimento no INPE, com o objetivo de avaliar a aplicabilidade do método.

6.4. Melhorias e trabalhos subsequentes

Para determinar o dimensionamento de alguns equipamentos do satélite pelo melhor e pior caso foi necessário definir e limitar os fatores do meio ambiente considerados, tais como arrasto e o atmosféricos e os casos considerados como altitude, inclinação, ângulo do nodo ascendente (vinculado ao horário de cruzamento do equador). Foi necessário também limitar/definir os casos considerados em termos das características da plataforma como o número de asas e o modelo de estrutura. Também foi preciso simplificar os modelos do meio ambiente e os modelos analíticos utilizados na captura das ineficiências.

A atual versão do método pode ser complementada com a incorporação de melhorias que devem ser objeto de estudo e idealização de modelos de solução a serem implementados. As propostas de melhorias são as seguintes:

- a) Inclusão da pressão de radiação solar produzindo um torque que deverá aumentar o momento angular armazenado pela roda. Esse efeito ambiental depende pouco da órbita mas do apontamento e da configuração do satélite (área aparente em relação ao Sol). Deve-se implementar esse efeito em uma nova planilha devendo seu resultado incorporado ao dimensionamento da roda;
- b) Desenvolvimento de equações analíticas para capturar os efeitos quase-estáticos e dinâmicos em um modelo de arquitetura quadrada do painel inferior objetivando melhorias dos resultados. A implementação deverá substituir as equações implementadas na planilha que captura o efeito dos lançadores na estrutura;
- c) Incorporação de configuração bi-propelente. O uso de bi-propelente aumenta o desempenho do sistema propulsivo (aumento do I_{sp}) mas que, devido à massa fixa, é aplicável a plataformas maiores. Portanto a sua incorporação no método permitirá configurações de plataformas maiores. Essa configuração deverá ser incorporada na planilha de arrasto que dimensiona o tanque, sendo uma opção adicional ao monopropelente. Deverá ser incorporada uma tabela na planilha de capacidade específica para este caso;
- d) Incorporação de valores específicos para os anos de vida útil e não idênticos ao pior caso. Atualmente, o método usa o pior caso do ciclo Solar para todos os anos, majorando o resultado da ineficiência. Estudos estatísticos permitiriam reduzir os valores para os anos adjacentes ao do pico. A implementação dessa melhoria deverá afetar a planilha de dimensionamento do efeito de radiação;

- e) Melhoria do modelo de densidade atmosférica. O modelo atual torna a densidade independente da inclinação e de estar no trecho de eclipse ou Sol. Deve-se utilizar o modelo de densidade atmosférica do próprio simulador para todos os casos, melhorando os resultados. Afeta a planilha de arrasto e a de torque atmosférico. Deverão ser utilizados valores médios orbitais obtidos do simulador e não mais o equacionamento analítico para o caso de apontamento Nadir;
- f) Interpolação de valores para as inclinações. Caso as inclinações sejam significativamente inferiores ao do limite superior e inferior, fenômenos como intensidade de campo magnético e radiação variam com a inclinação e portanto os valores extremos adequados seriam utilizados no cálculo. Afeta todas as planilhas vinculadas ao meio ambiente espacial;
- g) Incorporação de manobras orbitais de mudança de plano. A atração Luni-Solar acarreta um desvio lento na inclinação do plano da órbita e dependendo da missão, é necessário se efetuar correções. Essas correções gastam uma quantidade significativa de propelente o que implica em um aumento do tanque de acordo com a órbita. Deve ser implementado em uma nova planilha devendo o seu efeito ser integrado ao outros fatores de dimensionamento do tanque;
- h) Incorporação dos efeitos singulares nos componentes eletrônicos. Os componentes eletrônicos são afetados por efeitos singulares tais como troca de um bit de memória ou curto circuito entre a alimentação e o terra. Não são efeitos cumulativos no tempo e sim pontuais. O primeiro caso pode trocar dados ou afetar o programa de bordo e o segundo pode danificar o componente. O uso de componentes mais robustos evitam que esses fenômenos ocorram, sendo componentes mais caros variando a sua necessidade com a órbita. Deve ser implementado na

planilha de radiação devendo ser verificado se a blindagem consegue atender os dois casos, os efeitos singulares e os acumulados;

- i) Incorporação dos torques perturbadores produzidos pela interação entre o campo magnético da Terra, os circuitos do satélite e o magnetismo residual dos materiais de bordo. Essa interação com o campo magnético afeta o dimensionamento das rodas de reação uma vez que produzem torques que devem ser absorvidos pelas rodas. Deve ser implementado em uma nova planilha devendo o seu efeito ser incorporado no dimensionamento das rodas de reação;
- j) Incorporação dos erros de injeção dos veículos lançadores. Quanto maior o erro de injeção de um dado lançador, mais propelente é necessário se embarcar no tanque, requerendo um tanque maior para o pior caso entre os veículos lançadores considerados. Esse efeito deve ser implementado em uma nova planilha devendo o seu efeito ser integrado com os outros que dimensionam o tanque;
- k) Incorporação de células fotovoltaicas sobre as diversas superfícies do satélite. Isso permitiria que o método fosse utilizado para plataformas menores que normalmente não utilizam asas solares. Deve-se estabelecer um percentual de cobertura de cada superfície como parâmetro de entrada e calcular o ângulo com o Sol para cada um deles. Esse efeito deve ser implementado na mesma planilha de dimensionamento dos painéis solares como uma configuração alternativa ao uso de asas solares.

Além das melhorias vinculadas ao processo de balanço da abrangência para a eficiência (CBfE), na fase inicial deste trabalho foram estudados parâmetros de arquitetura da plataforma que pudessem indicar o impacto que a plataforma teria na sua arquitetura em termos de modificação e tempo de implementação. Esse impacto seria avaliado por uma figura de mérito para os casos em que a plataforma fosse utilizada além das restrições pré-estabelecidas. O trabalho de

base utilizado nesse estudo preliminar foi o denominado *Projetando para Mudança* (FRICKE e SCHULZ, 2005) o qual tinha o objetivo de avaliar um conjunto de características que permitisse mudar o produto o mais tarde e o mais rápido possível para incorporar mudanças requeridas pelo dinâmico mercado ou pela disponibilização de novas tecnologias. Foram considerados três grandes grupos de parâmetros que poderiam ser aplicados às plataformas espaciais e ao contexto espacial sendo esses: a robustez pela adequação ou insensibilidade ao meio ambiente; a flexibilidade a modificações com pequeno impacto e a agilidade com a velocidade de implementação das modificações. A “modificabilidade” aplicada a projetos de plataformas espaciais foi objeto de artigo (BOGOSSIAN e LOUREIRO, 2012) e incorporou os aspectos de simplicidade, independência, modularidade/empacotamento, escalabilidade, integralidade e descentralização.

O estudo complementar permitiria avaliar a concepção da plataforma na sua Fase A, não somente pelo balanço entre a abrangência e a eficiência como também a capacidade de a plataforma incorporar novas missões e equipamentos de carga útil com um impacto limitado.

Um outro estudo complementar e que foi considerado na fase exploratória deste trabalho foi o de desenvolver uma metodologia capaz de responder se uma dada missão que ultrapassa a abrangência de uma plataforma seria melhor atendida por um desenvolvimento independente ou utilizando a plataforma desenvolvida com adaptações.

Um outro estudo complementar a este trabalho é de efetuar uma análise comparativa entre a função perda de Taguchi (TAGUCHI, 1988) e o método utilizado para determinação de penalidade da abrangência deste trabalho.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AEROSPATIALE AND SEXTANT. **Filiere Proteus CNES**. [S.l.]. 1995. Aerospatiale/Sextant Brochure.
- AGARD, B.; KUSIAK, A. Data-mining-based methodology for the design of product families. **International Journal of Production Research**, v. 42, n. 15, p. 2955-2969, 2004.
- ALARY, D.; LAMBERT, H. The Myriade product line. **ACTA Astronautica**, v. 61, p. 223-227, 2007.
- ALARY, D.; LAMBERT, H. The Myriade product line. **ACTA Astronautica**, v. 61, p. 223-227, 2007.
- ARIANESPACE. **VEGA user's manual**. [S.l.]. 2006. (Issue 3 / Revision 0).
- BETERMIER, J.-M. et al. Stabilisation et commande d'attitude des vehicules spatiaux. In: _____ **Techniques et technologies des véhicules spatiaux**. Toulouse: CÉPADUÈS-ÉDITIONS, v. 2, 1994. p. 1017. ISBN ISBN 2-85428-356-2. Module 12 - Stabilisation et Commande d'attitude des vehicules spatiaux.
- BLEVINS, R. D. **Formulas for natural frequency and mode shape**. New York: Van Nostrand Reinhold, 1979.
- BOAS, R. C.; CRAWLEY, E. F. Extending platforming to the sequential development of system families. In: INCOSE ANNUAL INTERNATIONAL SYMPOSIUM PROCEEDINGS, 16., 2006, Orlando. **Proceedings...** Orlando: INCOSE, 2006.
- BOAS, R. C.; CRAWLEY, E. F. Parallel and sequential development of complex platform-based product families. In: IEEE INTERNATIONAL ENGINEERING MANAGEMENT CONFERENCE, 2007, Lost Pines, Texas. **Proceedings...** Lost Pines: IEEE, 2007.
- BODEN, D. G. Introduction to astrodynamics. In: LARSON, W. J; WERTZ, J.R. (eds.). **Space mission analysis and design**. 2. ed. Torrance/Dordrecht: Microcosm, Inc. and Kluwer Academic Publishers, 1992. cap. 6, p. 129-156.
- BOGOSSIAN, O. L.; LOUREIRO, G. **Attributes balance on the adoption of platform based solutions for satellites**. International Conference on Concurrent Engineering. Cambridge, USA: Springer-Verlag London Limited. 2011. p. 65-73.

BOGOSSIAN, O. L.; LOUREIRO, G. Attributes balance on the adoption of platform based solutions for satellites. **Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications**, v. 4, n. 1, p. 110-115, Jan. - Mar. 2012.
Disponível em: <<http://urlib.net/J8LNKAN8RW/3C642H8>>

BOGOSSIAN, O. L.; LOUREIRO, G.; LOPES, R. V. F. **Architecting method to assess conceptual design of platform based satellites**. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 62., 2011, Cape Town. **Proceedings...** Cape Town, South Africa: [s.n.]. 2011.

BOUZAT, C. **CNES Microsatellite product line, an approach for innovation - small satellites systems and services**. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SYSTEMS AND SERVICES FOR SMALL SATELLITES, 5., 2000, La Boule. **Proceedings...**La Boule, France: [s.n.]. 2000.

BUISSON, F. et al. **La ligne the produits micro-satellite du CNES - small satellites systems and services**. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SYSTEMS AND SERVICES FOR SMALL SATELLITES, 4., 1998, Antibes-San Juan Les Pains. **Proceedings...**Antibes-San Juan Les Pains, France: [s.n.]. 1998.

BUISSON, F. et al. First in flight results from the sun investigation micro-satellite Picard. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 62., 2011, Cape Town. **Proceedings...** Cape Town, S.A.: [s.n.]. 2011.

CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES (CNES). **La technologie des esperiences scientifiques spatiales**. Toulouse, 1981.

CUSSAC, T.; BUISSON, F.; PARROT, M. **The demeter program: mission and satellite description early in flight results**. In:International Astronautical Congress, 55., 2004, Vancouver. **Proceedings...** Vancouver, Canada: IAF, 2004. IAC-04-IAA.4.11.2.04.

DAHMUS, J. B.; GONZALES-ZUGASTI, J. P.; OTTO, K. N. Modular product architecture. **Design Studies**, v. 22, p. 409-424, 2001.

DE LIT, P. G.; DELCHAMBRE, A. **Integrated design of a product family and its assembly system**. Massachusetts: Kluwer Academic Publishers, 2003.

DECHEZELLES, J.-J.; HUTTIN, G. PROTEUS: A Multimission Platform for low earth orbits. **Air & Space Europe**, v. 2, n. 1, p. 77-81, 2000.

DU, X.; JIAO, J.; TSENG, M. M. Architecture of product family: fundamentals and methodology. **Concurrent Engineering: Research and Application**, v. 9, n. 4, p. 309-325, 2001.

EADS/ASTRIUM. Quartz. **Systema**. Disponível em: <http://www.systema.astrium.eads.net/index.php?option=com_content&task=view&id=31&Itemid=43>. Acesso em: 18 jun. 2012.

ETERNO, S. J. Attitude determination and control. In: LARSON, J. W.; WERTZ, R. J. (eds.). **Space mission analysis and design**. 3. ed. New York: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 2005. Cap. 11.1. ISBN 1-881883-10-8.

EUROCKOT Launch Services Provider. **Rockot user's guide**. Bremen, 1999. (EHB- 0003, Issue 2, Rev. 1).

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION. **System Engineering General Requirements**. Noordwijk, 2009.

FIBRAFORTE ENG. INDUSTRIA E COM. LTDA. **5N thruster specification**. São José dos Campos: Fibraforte Eng. Industria e Com. Ltda., 2001. (FF-38.TSP.010-02).

FOREST, W. M. **Interoperability of the GPS and Galileo timescales for positioning and metrology**. In: EUROPEAN FREQUENCY AND TIME FORUM (EFTF 2004), 18., 2004, Guildford. **Proceedings...** 2004. p. 468-475. ISBN: 0-86341-384-6.

FOULDS, L. R. **Combinatorial optimization for undergraduates**. New York: Spring Verlag, 1984. p. 113.

FRICKE, E.; SCHULZ, A. P. Design for Changeability (DfC): principles to enable changes in system throughout their entire lifecycle. **System Engineering**, v.8, n. 4, 2005.

GALEAZZI, C. Prima: a new competitive small satellite platform. **Acta Astronautica**, v. 46, n. 2-6, p. 379-388, 2000.

GIL, A. C. **Como elaborar projetos de pesquisa**. 4a. ed. São Paulo: Atlas, 2002. ISBN ISBN 85-224-3169-8.

GONZALEZ-ZUGASTI, J. P.; OTTO, K. N. Platform-based spacecraft design: a formulation and implementation procedure. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE PROCEEDINGS, 2000, Michigan. **Proceedings...** Michigan, 2000.

GONZALEZ-ZUGASTI, J. P.; OTTO, K. N.; BAKER, J. D. A Method for architecting product platforms research. **Engineering Design**, v. 12, p. 61-72, 2000.

GRIVEL, C. et al. Proteus: european standard for small satellites. small satellites system and services. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SYSTEMS AND SERVICES FOR SMALL SATELLITES, 5., 2000, La Boule. **Proceedings...** La Boule, France: [s.n.]. 2000.

HASSAN, R.; WECK, O.; SPRINGMANN, P. Architecting a communication satellite product line. In: AIAA INTERNATIONAL COMMUNICATION SATELLITE SYSTEMS CONFERENCE & EXHIBIT, 22., 2004, Monterey. **Proceedings...** . Monterey, CA USA, 2004.

HO, T.; TANG, C. S. **Product variety management**: research advanced. Norwell: Kluwer Academi Publishers, 1998.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **Multimission Platform**: data package for system requirements review. São José dos Campos: . 2001a. Brazilian National Institute for Space Research (INPE) - internal document.

_____. **MMP mechanical architecture description**. São José dos Campos, 2001b. (A821100_AIP_001_05).

_____. **Power supply subsystem specification**. São José dos Campos, 2001c. (A822200_SP_001 v11).

_____. **Multimission Platform environmental specification**. São José dos Campos, 2001d. (A820000).

INPE. **AOCS Control Modes Design**. INPE. [S.I.]. 2010a. (0858-CAGG-3ECGU-002-C).

_____. **Brazilian Multimission Platform - Amozonia 1 Satellite**. São José dos Campos, 2010b. (A12700-SPC-01 Rev. 02).

INTERNATIONAL SPACE COMPANY KOSMOTRAS. **Space launch system DNEPR user's guide**. [S.I.]. 2001.

ISRO. **Polar satellite launch vehicle - user's manual**. [S.I.]. 1999. (VSSC:PSLV:PM:65:84/4).

JACCHIA, L. G. **Thermospheric temperature, density and composition**: new models. Cambridge, MA: Smithsonian Institution - Astrophysical Observatory, 1977.

JIANXIN, J.; TIMOTHY, W. S.; ZAHED, S. Product family design and platform-based product development: a state-of-the-art review. **Journal of Intelligent Manufacturing**, n. 18, p. 5-29, 2007.

JIAO, J. et al. **Coordination of product and process variety in mass customization with data mining approach**. In: ANNUAL INTERNATIONAL CONFERENCE ON INDUSTRIAL ENGINEERING THEORY, APPLICATION AND PRACTICE, 10., 2005. Clearwater Beach, FL USA: [s.n.]. 2005.

KOECK, C.; RADOLA, D. **ASTROSAT 100**: microsatellite solution for high resolution remote sensing. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS. Cape Town, SA: IAF, 2011.

LANDIECH, P.; DOUILLET, F. Proteus platform and application satellites. In: 4S Symposium: Small satellites, systems and services, 2004. La Rochelle, France. **Proceedings...ESA**, 2004.

LEISSA, A. W. **Vibration of plates**. Washington: NASA, 1969. ISBN NASA SP-160.

MARTIN, M. V.; ISHII, K. Design for variety: developing standardized and modularized product platform architectures. **Research in Engineering Design**, v. 4, p. 213-235, 2002.

MEERMAN, M.; SWEETING, M. Costella, a quick configuration platform for rapid response missions. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE PROCEEDINGS, 2006, Big Sky, Montana. **Proceedings...IEEE**, 2006.

MEYER, M.; LEHNERD, A. P. **The power of product platform** - building value and cost leadership., New York: Free Press, 1997.

MEYER, M.; UTTERBACK, J. The product family and the dynamic of core capability. **Sloan Management Review**, n. Spring, 1993. 29-47.

MÄNNISTÖ, T. A conceptual modeling approach to product families and their evolution. **Acta Polytechnica Scandinavica - Mathematics and Computing Series**, 2000.

MOSFFATTO, M. Introducing a platform strategy in product development. **International Journal of Production Economics**, n. 60-61, 145-153, 1999.

MUFFATTO, M.; ROVEDA, M. Product architecture and platforms: A conceptual framework. **International Journal of Technology Management**, v.1, n.1-16, 2002.

ORBITAL SCIENCES CORPORATION. **Taurus launch system** - payload user's guide. [S.I.]. 2006. (Release 4).

PARISOT, F.; LAFON, T. The Jason-1 Satellite - Design and Development Status. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SMALL SATELLITES, SYSTEMS AND SERVICES, 4., 1998, Antibes-Juan les Pins. **Proceedings...** Antibes-Juan les Pins - France: [s.n.]. 1998.

PINE, B. J. **Mass customization: the new frontier in business competition.** Harvard: Business School Press, 1993.

PRIDO, R. **Le sous-systeme energie de bord.** Toulouse, 1991. 74 p.

RESNICK, R.; HALLIDAY, D. **Física I.** 2. ed. Pittsburg: John Wiley & Sons, Inc., 1973.

ROARK, R. J. **Formulas for Stress and Strain.** 4. ed. New York: McGraw-Hill Book Company, 1965.

ROBERTSON, D.; ULRICH, K. Planning product platforms. **Sloan Management Review**, v. 39, n. 4, p. 19-31, 1998.

ROUGERON, M. **CNES Minisatellite missions/les missions proteus** - small satellites systems and services. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SYSTEMS AND SERVICES FOR SMALL SATELLITES, 5., 2000, La Boule. Proceedings... La Boule, France: [s.n.]. 2000.

SACKHEIM, R. L.; WOLF, R. S.; ZAFRAN, S. Space propulsion systems. In: LARSON, W. J.; WERTZ, J.R. (eds.). **Space mission analysis and design.** 2. ed. 1995. ed. [S.I.]Torrance/Dordrecht: Microcosm, Inc. and Kluwer Academic Publishers, 1992. cap. 17, p. 637-664.

SAWHNEY, M. S. Leveraged high-variety strategies: from portfolio thinking to platform thinking. **Journal of the Academy of Marketing Science**, v. 26, p. 54-61, 1998.

SCHRÖDER, R. et al. **The MAPSAR mission: objectives, design and status.** In: SIMPÓSIO BRASILEIRO DE SENSORIAMENTO REMOTO, 12., Goiânia. **Anais...** São José dos Campos: INPE. 2005. p. 4481-4488.

SIMPSON, T. W. Product platform design and customization: status and promise. **Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing**, v. 18, n. 1, p. 3-20, 2004.

SIMPSON, T. W.; MAIER, J. R. A.; MISTREE, F. Product platform design: Method and Application. **Research in Engineering Design**, v. 13, n. 1, p. 2-22, 2001.

SATELLITE TOOL KIT (STK). **Software satellite tool kit.** [S.I.], 2008. Version 8.12 Expert Edition.

TAGUCHI, G. **Quality engineering in production system.** New York: McGraw-Hill, 1988.

TATRY, B. et al. Les missions microsattellites Demeter, Parasol et Microscope. In: SMALL SATELLITES SYSTEMS AND SERVICES, 5., 2000, La Boule - France. **Proceedings...** Toulouse: CNES, 2000.

ULRICH, K. The Role of product architecture in the manufacturing firm. **Research Policy**, v. 24, n. 3, p. 419-440, 1995.

ULRICH, K.; EPPINGER, S. D. **Product design and development**. New York: McGraw-Hill, 1995.

WENDAN, W. et al. Developing a systematic method for constructin the function platform of product family. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON INDUSTRIAL ENGINEERING AND ENGINEERING MANAGEMENTE, 2007. Singapore. **Proceedings...** Singapore: IEEE, 2007.

WHEELWRIGHT, S.; CLARK, K. Creating project plans to focus product developme. **Harvard Business Review**, p. 70-82, 1992.

WILLCOX, K.; WAKAYAMA, S. Simultaneous optimization of a multiple aircraft family. **Journal of Aircraft**, v.4, 616-622, 2003.

YOUNG, W. C.; BODYNAS, R. G. **Roark`s formulas for stress and strain**. 7. ed. [S.I.]: McGraw-Hill, 2002. ISBN ISBN 0-07-072542-X.

YU, J. S.; GONZALEZ-ZUGASTI, J. P.; OTTO, K. N. Product architecture definition based upon customer demands. **ASME Journal of Mechanical Design**, v.121, n. 3, 329-335, 1999.

YU, T. L.; YASSINE, A. A.; GOLDBERG, D. E. A genetic algorithm for developing modular product architectures. In: ASME DESIGN ENGINEERING TECHNICAL CONFERENCES, 2003, Chicago. **Proceedings...** Chicago, Illinois, USA: ASME

ZAMIROWSKY, E. J.; OTTO, K. N. **Identifying product portfolio archietecture using function and variety heuristics**. Las Vegas - NV: [s.n.]. 1999. (DETC99/DTM-876).

APÊNDICE A
PROPOSTA DE TESE



Ministério da
Ciência e Tecnologia



INPE-00000-TDI/0000

MÉTODO DE ARQUITETURA DE PLATAFORMAS DE FAMÍLIA DE SATÉLITES

PROPOSTA DE TESE DE DOUTORADO

Otávio Luiz Bogossian

Proposta do curso de Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais na área de concentração em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais a ser submetido à banca

INPE

São José dos Campos

2009

RESUMO

Este documento propõe um projeto de tese de doutorado do curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE) na área de concentração de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais (CSE) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). A tese proposta objetiva desenvolver um método de arquitetura de plataformas de famílias de satélites, permitindo o ajuste de parâmetros de eficiência com o de abrangência de missões, nas fases iniciais do processo de desenvolvimento.

O método será desenvolvido a partir da maior experiência acumulada em outras áreas do desenvolvimento de famílias de produtos baseados em plataformas. Para o desenvolvimento do método, também serão analisadas experiências anteriores de plataformas na área espacial. O método deverá levar em conta fatores relacionados ao ambiente do satélite durante os seus processos do ciclo de vida, com destaque para os cenários operacionais da missão. O método será demonstrado em plataformas de famílias de satélites já desenvolvidas, tais como a PMM ou Proteus.

ABSTRACT

This document proposes a doctorate thesis project for the Space Engineering and Technology (ETE) Graduate Program at the Brazilian Institute for Space Research (INPE) in the area of Space Systems Engineering and Management (CSE). The proposed thesis aims to develop a method of platforms architecting of satellite families, allowing trimming the efficiency and mission coverage parameters during the initial phases of the development process.

The method will be developed considering the experience accumulated in other areas for families of products based on platforms. To develop the method, shall be considered the previous experience on space platforms. The method shall consider factors related to the environment of the satellite over its lifecycle processes, mainly to its operational mission scenarios. The method will be applied to existing satellite family platforms such as PMM or Proteus.

SUMÁRIO

1	Objetivo e estrutura deste documento	160
2	Objetivo geral da tese	160
3	Motivação	160
4	Objetivos específicos	162
5	Revisão bibliográfica	162
5.1	<i>Contextualização</i>	162
5.2	<i>Conceitos gerais de plataformas</i>	163
5.3	<i>Plataformas de famílias de satélites e aeronaves</i>	165
6	Elementos potenciais do método proposto	167
7	Exemplos de desafios a serem enfrentados pelo método	168
8	Resultados e benefícios esperados	169
9	Metodologia	170
10	Cronograma	170
11	Conclusão	171
12	Referencias	173

1 Objetivo e estrutura deste documento

O objetivo deste documento é apresentar uma proposta de tese de doutorado para o curso de Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE) na área de concentração de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais (CSE) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). Esta proposta deve conter, segundo o *Regimento dos Cursos de Pós-Graduação do INPE*, os conceitos básicos, o objetivo, a metodologia, a revisão bibliográfica e os resultados esperados.

Além do conteúdo mínimo para a proposta de tese, ela deverá demonstrar que o tema proposto para a tese é relevante, resolvendo deficiências e problemas importantes e justificando o seu desenvolvimento por benefícios significativos. Deverá também demonstrar que o tema proposto não foi objeto de desenvolvimento prévio, estando, portanto, além da fronteira atual do conhecimento.

O documento apresenta na seção 2 o objetivo geral da tese de doutorado. Na seção 3 *Motivação* são apresentados os fatores que motivaram a escolha do tema. A seção 4 *Objetivos específicos* detalha um pouco mais o objetivo geral. A seção 5 *Revisão bibliográfica* apresenta o contexto das plataformas e da família de produtos. Nesta seção são também apresentadas as pesquisas realizadas em plataformas aplicadas a outras áreas que não a espacial (JIAO et al., 2007). Nesta seção o que foi realizado na área espacial também é apresentado. A seção 6 adianta alguns elementos potenciais que poderão estar presentes no método proposto. A seção 7 apresenta alguns desafios a serem enfrentados pelo método, principalmente no que diz respeito ao ambiente espacial. A seção 8 apresenta os resultados e benefícios esperados. A seção 9 apresenta a metodologia de desenvolvimento da tese e a seção 10 um cronograma de atividades. Finalmente, na seção 11 são apresentadas as conclusões, onde se avalia o cumprimento dos objetivos propostos para este documento e se demonstra que o tema proposto tem condições de ser aceito como um tema de tese de doutorado.

2 Objetivo geral da tese

A tese proposta tem por objetivo desenvolver e demonstrar um método para arquitetura de plataformas de famílias de satélites. Uma família de satélites contém um núcleo comum (a plataforma) e componentes específicos para cada missão.

3 Motivação

A proposta de tese foi inspirada em um artigo que avalia uma plataforma para aplicações gerais (HÖLTTÄ-OTTO & OTTO, 2006).

As famílias de produtos baseadas em plataformas tem tido um grande desenvolvimento nas aplicações gerais (não espaciais) e foi fruto de muita pesquisa na última década. A literatura destas aplicações está muito bem estruturada com artigos que cobrem as necessidades dos clientes, requisitos funcionais, parâmetros de projeto, parâmetros de processo e variáveis de logística, cobrindo varias etapas do ciclo de vida. (JIAO et al., 2007). Este desenvolvimento foi motivado pela necessidade de se manter uma suficiente variedade de produtos no mercado enquanto se mantém uma economia de escala dentro dos limites das capacidades de fabricação (ROBERTSON & ULRICH, 1998). A geração de variedades pode ser produzida por características funcionais, equilíbrios de preços, posicionamento do produto no mercado, redução de custos entre outros (JIAO et al., 2007).

Pelos artigos referenciados na seção 5.3 observa-se que as plataformas de famílias de produtos também foram aplicadas ao contexto aeroespacial. A motivação, possivelmente foi a redução dos orçamentos das agências espaciais ocorrida na década passada e a entrada de países do terceiro mundo, com menores recursos, na área espacial.

Os artigos da área espacial (referenciados na seção 5.3), na sua grande maioria, abordam a abrangência da plataforma em termos de parâmetros de missão e a definição do núcleo comum da plataforma, sem no entanto, apresentar critérios para esta definição. Com base nestes artigos pode-se concluir que estas aplicações foram desenvolvidas de forma não sistemática, procurando dar flexibilidade para atender missões futuras, difíceis de serem previstas, uma vez que os métodos citados anteriormente de geração de variedades, não se aplicam ao contexto espacial. Outro aspecto relevante é o impacto que o ambiente operacional acarreta nas características da solução (ver seção 7), o que traz dificuldades em definir um núcleo comum da plataforma que sofra um limitado impacto a cada satélite desenvolvido.

Como consequência as plataformas de famílias de satélites podem ser concebidas: 1) abrangentes demais, exigindo um tempo grande de estudo e qualificação para os diversos cenários ou, 2) se limitando ao primeiro membro da família, deixando os estudos e a qualificação para cada futuro membro, alongando o tempo de desenvolvimento destes. As soluções abrangentes vão contra o princípio de que a plataforma deve ser concebida para família de produtos similares (MEYER & LEHNERD, 1997), o que os torna produtos ineficientes quando comparados com os obtidos de um desenvolvimento específico. É neste quadro que a metodologia proposta deverá atuar contribuindo para balancear os principais parâmetros de projeto e a abrangência de missões espaciais, usando, dentro do possível, todo o conhecimento obtido na área de família de produtos baseadas em plataformas para aplicações gerais (não espaciais).

4 Objetivos específicos

Os objetivos específicos são os seguintes:

- a) Analisar as abordagens de plataformas de famílias de produto para aplicações gerais e identificar oportunidades de aplicabilidade na área espacial;
- b) Identificar o impacto do meio ambiente espacial na concepção da família de produtos;
- c) Propor e demonstrar um método de arquitetura de plataformas de famílias de satélites, identificando:
 - os métodos existentes utilizados como base;
 - as entradas mínimas requeridas pelo método;
 - a existência de equipamentos oriundos de outros projetos.
- d) Aplicar o método a um exemplo, revendo-o para os ajustes necessários.

5 Revisão bibliográfica

5.1 Contextualização

A produção industrial em massa permitiu o barateamento dos produtos pela fabricação em grande escala. Com o passar do tempo as empresas adotaram a customização em massa objetivando atender as particulares necessidades dos seus clientes, levando em conta a eficiência da produção em massa (PINE, 1993).

A customização em massa passou a produzir variantes dos produtos. Estas variantes poderiam ser desenvolvidas dentro do ciclo de vida dos produtos existentes ou em sucessivas gerações (ULRICH 1995), caracterizando os tipos de projeto em: independentes, projetos em série, projetos de melhoria e projetos de produto melhorável. Para competir no mercado, fabricantes têm buscado expandir as suas linhas de produção e diferenciação de produtos com a crença de que a grande variedade de produtos poderia estimular as vendas e gerar lucro adicional (HO & TANG, 1998).

Com o surgimento do conceito de família de produtos foi possível alavancar o custo de produção das variedades, reusando os elementos validados (SAWHNEY, 1998). Trouxe benefícios como a redução de risco de desenvolvimento e da

complexidade. Muitas empresas estão investindo em práticas de desenvolvimento de famílias de produtos de forma a fornecer variedades, enquanto se mantém uma economia de escala e volume de produção dentro das capacidades de sua manufatura (ROBERTSON & ULRICH, 1998).

O conceito de família de produtos vinculado a uma plataforma foi definido como sendo um conjunto de produtos similares que são derivados de uma plataforma comum e que possui características/funcionalidades específicas que atendem os particulares requisitos dos clientes (MEYER & LEHNERD, 1997). Também foi caracterizada a plataforma como sendo um conjunto de subsistemas e interfaces, desenvolvidas para formar uma estrutura comum a partir da qual são derivados produtos que podem ser eficientemente desenvolvidos e fabricados.

Esse conceito de plataforma de produtos foi levado para a área espacial, onde várias plataformas foram desenvolvidas objetivando atender diversas missões espaciais. Destacam-se duas plataformas da agência espacial francesa (CNES), uma para satélites de médio porte denominada *Proteus* (AEROSPATIALE, 1995; LANDIECH & DOUILLET, 2004) e uma segunda para satélites de pequeno porte (micro satélites) denominada *Myriade* (ALARY & LAMBERT, 2007).

O Brasil também seguiu esta linha de desenvolvimento através do Programa de Plataforma Multimissão (PMM) (INPE, 2001).

5.2 Conceitos gerais de plataformas

Conceitos como arquitetura e modularidade foram tratados por diversos autores. A arquitetura pode ser definida como o meio empregado para associar elementos funcionais a unidades físicas e a forma como estas unidades interagem (ULRICH & EPPINGER, 1995). Outro autor definiu a arquitetura em termos de arranjos funcionais (YU et al., 1999). Quanto à modularidade, um dos autores classificou a modularidade do sistema de acordo com o tipo de interface (ULRICH 1995). Propôs três tipos de interface: slot – interfaces distintas entre os módulos; seccional – mesma interface entre os módulos e barramento - uma interface comum a todos. Enquanto a modularidade trata do mapeamento entre funções e componentes, a integralidade envolve a padronização e desacoplamento de interfaces entre os componentes (ULRICH & EPPINGER, 1995).

Sosa et al. (2003) destacam a importância da integralidade e da modularidade nas interações da equipe de projeto e introduz um método de identificar se o sistema é modular ou integral, baseado na análise das interações entre componentes usando uma matriz de estrutura de projeto (DSM).

Zamirwsky e Otto (1999) salientam a necessidade de se obterem múltiplas vistas da arquitetura do produto e da plataforma tais como necessidades dos

clientes, estrutura funcional, estrutura física etc. Muffatto e Roveda (2002) destacam outros aspectos para a arquitetura do produto como funções, requisitos, soluções tecnológicas, concepções de produto, estratégia de produto e plataforma, bem como fabricação e montagem.

Um dos aspectos estudados é o de definição da carteira de produtos e o posicionamento da família de produtos. Esses estudos objetivam planejar a carteira de produtos com base nas possíveis expectativas dos clientes. Uma das técnicas introduziu as grades de segmentação do mercado para alavancar famílias de produtos entre os múltiplos segmentos de mercado (MEYER & LEHNERD, 1997).

Outro aspecto importante é o projeto da família de produtos baseada em plataformas. Duas abordagens estruturam a pesquisa, a escalável (ou paramétrica) na qual os parâmetros escaláveis esticam ou encolhem a plataforma de forma a atender a necessidade dos clientes (SIMPSON et al., 2001). A outra caracterizada como configuracional, a qual é composta de itens adicionados, substituídos ou retirados de um ou mais módulos funcionais (DU et al., 2001). Na abordagem escalável destaca-se um estudo que aplica otimização multidisciplinar para determinar o efeito de uma variável de projeto escalável em múltiplos aviões que objetivam missões distintas e compartilham partes comuns (WILLCOX & WAKAYAMA, 2003). Na abordagem configuracional destacou-se uma ferramenta para identificar os grupos de elementos que tinham alta interação de forma a agrupá-los em módulos (YU et al., 2003). Outro destaque é de uma proposta de estudo amplo (framework) para a arquitetura de uma família de produtos que compartilha módulos intercambiáveis. Define-se uma matriz de modularidade de uma família de produtos onde os itens comuns são facilmente identificáveis (OTTO et al., 2000).

Vários artigos tratam das interfaces, Martin e Ishii (2002) introduzem um índice de acoplamento para avaliar o nível de acoplamento entre as interfaces dos módulos de forma a facilitar o planejamento das múltiplas gerações de produtos de uma família.

Foram propostas diversas métricas abrangendo aspectos de modularidade, itens comuns, variedade/distinguibilidade, custo, lucro/valorização e relacionadas com a plataforma (ver Jiao et al., 2007 Metrics for product family design citando diversos autores).

No contexto da modelagem, destaca-se um estudo conceitual de modelagem de família de produtos, com particular ênfase nos problemas relacionados com a evolução das famílias de produto (MÄNNISTÖ, 2000).

Dentro do contexto de fabricação e produção de famílias de produtos, a bibliografia abrange o gerenciamento da variedade, os processos de desenvolvimento e a configuração de produção. Destaca-se a expansão do conceito de plataforma para o processo e produção de forma que os processos comuns da família sejam claramente identificados e, a fabricação e montagem, tenham itens comuns nas ferramentas de produção, máquinas e

linhas de montagem (MEYER & LEHNERD, 1997). Um outro destaque neste mesmo contexto é o que estabelece uma coordenação entre variedade de produto e do processo, adotando uma regra de variedade para identificar a interrelação entre variações de produto e as do processo (JIAO et al., 2005). Finalmente um conjunto de artigos trata da questão do suprimento e logística (ver Jiao et al., 2007 *Supply Chain Configuration e Manufacturing and Logistic Issues* citando diversos autores).

5.3 Plataformas de famílias de satélites e aeronaves

Foram realizadas pesquisas bibliográficas em CDs vinculados a eventos como IAF e INCOSE e nos bancos de dados de artigos assinados pela Capes. As palavras chaves utilizadas dentro do contexto de aplicações espaciais foram: plataformas, família de produtos, família de satélites etc. Alguns poucos artigos foram encontrados e os mais relevantes tem resumos de seus conteúdos descritos nos itens que seguem.

Um dos artigos encontrados foi o do projeto PRIMA (Piattaforma Riconfigurabile Italiana Multi-Applicativa) que propôs uma arquitetura que incorporou alguns conceitos relevantes (GALEAZZI, 2000). O projeto considerou uma taxa de duas missões a cada três anos e missões de categorias diferentes tais como Telecomunicações, Observação da Terra, Navegação e Pesquisa Científica, todas em órbitas baixas. A arquitetura da plataforma deve ser atualizada e deve considerar o suporte às cargas úteis através de serviços flexíveis e significativos. O projeto considerou o reuso pelos diversos satélites, do Centro Italiano de Controle de Pequenos Satélites. Considerou também o máximo de reuso dos equipamentos, software e *know how* desenvolvido, a redução de custo e a entrega de produtos recorrentes em um prazo de um ano. O conceito de plataforma fica claramente estabelecido uma vez que possui um núcleo comum onde cada particular projeto de satélite é derivado com a correspondente adaptação para a particular missão, minimização dos recursos (massa, potência etc.), uso de sistemas e tecnologias qualificadas, os componentes eletrônicos a serem utilizados são os disponíveis (MIL-STD) e o reuso de HW/SW de missões anteriores. Um ponto a destacar é o uso da Engenharia Concorrente (EC) e a filosofia *bottom-up* que objetiva maximizar o uso de componentes existentes, nas análises iniciais da EC. Alguns equipamentos são tratados como sim ou não (abordagem configuracional), fazem parte ou não da solução, sendo o caso do mecanismo de rotação dos painéis solares, memória de massa, propulsão, entre outros. Alguns componentes são paramétricos (abordagem escalável) tais como os atuadores do AOCS, a capacidade da bateria, entre outros, havendo algumas capacidades disponíveis que devem ser escolhidas conforme a necessidade. A vida útil da plataforma é de 5 anos, cobrindo órbitas de 500 a 1500 km de altitude e qualquer inclinação, podendo a carga

útil chegar a 600 kg. Um ponto a destacar é que consideraram na concepção um centro de integração e testes de satélites capaz de trabalhar com 12 satélites simultaneamente, sem, no entanto, duplicar os meios de teste que são caros.

Gonzalez-Zugasti e Otto (2000) destacam uma das peculiaridades relevantes da área espacial para projetos baseados em plataforma quando comparada com a geração de variedades no contexto terrestre. A área espacial tem o objetivo da redução do custo de desenvolvimento, fabricação e operação através do reuso e da economia de escala e não a geração de variedades. Apresenta também como benefício a redução do risco durante o desenvolvimento e operação.

Tratando especificamente de arquiteturas satélites de comunicação, Hassan et al. (2004) analisaram o mercado de satélites de comunicação como o objetivo de tratar de estratégias de alavancagem em diversos segmentos. Os autores apresentam uma ferramenta para desenvolver uma arquitetura de uma linha de produtos de satélites com uma abordagem de otimização multiobjetivo com algoritmo genético.

Surrey Satellite Technology Limited junto com a Universidade de Surrey e o Surrey Space Center apresentaram um artigo que descreve a plataforma denominada Costella que objetiva responder rapidamente às missões propostas (MEERMAN & SWEETING, 2006). São componentes intercambiáveis tais como sensores de atitude, unidades de propulsão, equipamentos de comunicação, cargas úteis, entre outros componentes. Não apresenta conceitos relevantes e basicamente descreve os itens da plataforma (núcleo comum) e as flexibilidades de mudança.

A PMM é um projeto do INPE (PMM-SRR, 2001) previsto à época de seu início para atender as missões (família de satélites) SSR-1, SCD-3, SSR-2 e Sabiá, sendo o primeiro o SSR-1, em órbita equatorial. A arquitetura deve considerar a adaptabilidade para atender as necessidades específicas das missões dentro da faixa operacional de parâmetros estabelecidos, entre estes destaca-se a órbita equatorial (até 15° de inclinação) entre 600 e 1200 km e órbitas Heliossíncronas para horários de cruzamento do equador de 6-8:00, 10:00 e 16-18:00. Os apontamentos podem ser para a Terra, o Sol ou inercial para qualquer outro astro. A plataforma se constitui de um paralelepípedo de 1000x1000x1000 mm, estabilizado em três eixos, com massa seca de 250 kg e com asas fotovoltaicas em duas faces opostas com dois a três painéis em cada. Não apresenta conceitos relevantes e basicamente descreve os itens da plataforma (núcleo comum), as flexibilidades de mudança, os limites operacionais e os limites da carga útil.

Como exemplos de desenvolvimento de sistemas complexos dentro do contexto aeronáutico, o conjunto de três aviões denominado *Joint Strike Fighter* (JSF) e a família de aviões Boeing 777. No primeiro caso um desenvolvimento em que toda a família está definida e deve-se conceber a plataforma e os três produtos baseados nesta (desenvolvimento simultâneo).

No segundo caso e que é comum na aviação comercial, o desenvolvimento de aviões baseados em uma mesma plataforma e basicamente seqüencial (BOAS & CRAWLEY 2006). Um ponto importante a destacar é que nos sistemas complexos desenvolvidos seqüencialmente, a plataforma e a primeira variante são geralmente desenvolvidas simultaneamente.

Um conceito introduzido no contexto espacial é o da auto-similaridade, na qual uma grande parte ou todos os componentes possuem módulos comuns com funcionalidades distintas, dando condições de se reconfigurar o sistema (SIDDIQII; WECK 2006).

6 Elementos potenciais do método proposto

Em geral, as plataformas de produtos consideram um desenvolvimento seqüencial sendo mais longo no primeiro produto (que inclui o desenvolvimento da plataforma) para depois reduzir o desenvolvimento de cada variante (BOAS & CRAWLEY 2006). Isto exige que o processo de desenvolvimento e verificação da plataforma seja avaliado em relação a alguns potenciais produtos (variantes aplicáveis aos nichos de mercado para produtos terrestres) de forma que o desenvolvimento dos outros produtos da família, tenham seu tempo e custo de desenvolvimento reduzido, recuperando o investimento inicial maior na plataforma.

No caso das aplicações espaciais, considera-se como fator determinante na recuperação do investimento, a redução do tempo de desenvolvimento uma vez que o custo significativo está na utilização de engenheiros e técnicos altamente qualificados e não no custo de produção ou dos insumos, uma vez que normalmente se produz uma ou duas unidades operacionais (de vôo). Portanto é importante que os produtos da família de satélites sejam desenvolvidos, fabricados e testados em tempos significativamente menores do que o de um desenvolvimento independente e bem menor que o da plataforma.

O método a ser desenvolvido na tese deve considerar a possibilidade de incorporar os aspectos descritos a seguir, de acordo com a sua influência:

- a) **Restrições do meio ambiente, classificando-as em grupos e sub-grupos** (como exemplo destes grupos há um grupo para órbitas equatoriais com uma faixa de altitude estabelecida e outro grupo para órbitas Heliossíncronas com uma faixa de horários de cruzamento do equador). Para cada grupo deve ser estabelecida uma missão de referência que será considerada como um desenvolvimento independente. A referência poderá ser considerada como fator 1 (ou 100%), considerando-se o ponto intermediário da faixa. Os subgrupos são estabelecidos por conseqüências que as órbitas acarretam. Como exemplo de subgrupo o efeito de radiação nas órbitas equatoriais. Se a

faixa de órbitas previstas pela plataforma vai de 400 a 1800 km, e a órbita de referência é 1100 km, a órbita de 1800 km está sujeita a mais radiação que a órbita de referência. A métrica, portanto, deverá dar um índice pior para uma plataforma que tivesse uma faixa grande de cobertura em relação a outra que tivesse uma faixa menor. Um outro subgrupo da órbita é o arrasto atmosférico que tem como impacto a manutenção da órbita com mais frequência, o que implica mais propelente para uma mesma vida útil. Os pesos atribuídos a cada subgrupo devem ser considerados de acordo com o impacto que causam na configuração.

- b) **Fatores que beneficiam e prejudicam uma plataforma.** Se por um lado as faixas maiores pioram o dimensionamento eficiente da plataforma, por outra, beneficiam a abrangência de missões, devendo, portanto, serem incorporados como fatores positivos que acarretam o aumento das possibilidades de missões (faixas de órbita, apontamento, etc.).
- c) **Fatores paramétricos** (escaláveis) permitem melhorar a eficiência da plataforma e devem ser considerados na métrica, de forma que a referência não mais é um ponto central da faixa mas um ponto central da sub-faixa.
- d) **Fatores como desacoplamento e robustez** entre os componentes comuns acarretando um mínimo de impacto proveniente dos componentes específicos. Estes fatores devem ser relacionados com o processo de desenvolvimento de forma que acoplamentos tenham um impacto no desenvolvimento e verificação.
- e) Vida útil da missão é afetada pelos parâmetros orbitais que interfere no arrasto atmosférico com um decaimento maior ou menor da órbita, do nível de radiação entre outros aspectos.
- f) Variedade de veículos lançadores de um lado exige uma qualificação pelo pior caso e por outro fornece mais alternativas de lançamento para cada satélite da família.

Os fatores anteriormente listados são exemplos de possíveis fatores e como eles poderiam influenciar no método proposto. A tese deverá analisar de forma detalhada quais os fatores que devem ser realmente considerados, seu peso e como influenciam o resultado.

7 Exemplos de desafios a serem enfrentados pelo método

As missões espaciais, de acordo com o seu objetivo, requerem órbitas e apontamentos distintos, o que impõe condições do meio ambiente, específicas para cada missão.

Uma missão dedicada à coleta de dados no Brasil, não deveria ter uma inclinação maior do que 31° de latitude (extremo sul do Brasil) de forma a aumentar o número de aquisições de dados. De fato deveria ser menor ainda considerando que a antena capta os sinais que não vem diretamente do Nadir. Este tipo de missão deveria ter um apontamento constante para a Terra objetivando deixar a antena de recepção apontada para o Nadir. No caso brasileiro foi estabelecido o apontamento inercial objetivando a simplificação do controle de atitude. Este apontamento requereu que fosse incorporada mais de uma antena objetivando-se uma cobertura omnidirecional.

Existem missões como as de observação da Terra que estabelecem órbitas Heliossíncronas. Essas órbitas estão próximas de 90° de inclinação e possuem um horário de cruzamento do equador que deixa o plano da órbita com um ângulo fixo em relação ao Sol em uma das direções. Como exemplo, cita-se o cruzamento no equador as 10:00 horas, isto corresponde a 30° de inclinação do plano da órbita em relação à linha Sol-Terra. Nesse tipo de missão, o apontamento deve ser necessariamente para Nadir, de forma que a câmera de aquisição de imagens aponte sempre para a Terra. Pode-se observar que nessa órbita, o Sol está sempre de um lado do satélite, tendo o lado oposto sempre na sombra e as outras faces com iluminação variável que equivale a girar o satélite sobre seu próprio corpo a uma velocidade cujo período de rotação é equivalente ao tempo de rotação do satélite ao redor da Terra (período orbital).

Esses dois exemplos mostram como cada missão define um meio ambiente distinto afetados pela órbita e pelo apontamento. Elas também afetam a configuração do satélite exigindo equipamentos adicionais (caso da antena).

Com o objetivo de caracterizar a dificuldade da concepção de plataformas espaciais em comparação com as aplicações terrestres, são destacadas a seguir alguns dos efeitos do meio ambiente de acordo com a órbita e o apontamento:

- a) A altitude e a inclinação da órbita afetam o nível de radiação, o arrasto atmosférico e o campo magnético;
- b) O apontamento do satélite tem efeitos térmicos sobre quais as superfícies que serão iluminadas (pelo Sol e pela Terra) e a órbita define os períodos de eclipse e o nível de energia proveniente da Terra;
- c) O apontamento do satélite tem influência sobre a solução dos painéis solares, exigindo que tenham uma rotação (apontamento para o Nadir) ou sejam fixos (apontamento inercial);
- d) A localização dos satélites torna inviável a sua manutenção requerendo um processo de desenvolvimento e fabricação que produza um sistema confiável.

Desta forma conclui-se que a configuração da plataforma é significativamente afetada pelas características da missão.

Resultados e benefícios esperados O método de arquitetura proposto permitirá:

- a) Ajustar parâmetros de abrangência e de eficiência;
- b) avaliar concepções alternativas na fase inicial do projeto;
- c) comparar plataformas espaciais existentes.

Desta forma espera-se que as plataformas desenvolvidas sejam balanceadas entre a abrangência de cobertura de missões e a sua eficiência frente a um desenvolvimento dedicado.

8 Metodologia

- a) Revisão bibliográfica sobre famílias de produto, plataformas e seus métodos de concepção e avaliação em aplicações gerais (não espaciais);
- b) Revisão bibliográfica sobre famílias de produtos e plataformas nas aplicações espaciais;
- c) Identificação de fatores e seus pesos para a avaliação de plataformas de famílias de satélites;
- d) Levantamento dos fatores considerados nas plataformas existentes;
- e) Proposta de um método de arquitetura de plataformas de famílias de satélites;
- f) Demonstração da utilização do método na PMM ou em outra plataforma;
- g) Validação do método de avaliação frente desenvolvedores no Brasil e no exterior;
- h) Ajuste do método proposto com base na demonstração e na validação;
- i) Documentação dos resultados obtidos.

9 Cronograma

1	Revisão bibliográfica aplicações gerais	Fevereiro/2010
2	Revisão bibliográfica aplicações espaciais	Abril/2010
3	Identificação de fatores e pesos	Agosto/2010
4	Levantamento das plataformas existentes	Novembro/2010
5	Proposta de método de arquitetura	Março/2011
5	Publicação de artigo	Fevereiro/2011
6	Defesa prévia	Fevereiro/2011
7	Demonstração da utilização do método	Mai/2011
8	Validação do método frente a desenvolvedores	Julho/2011
9	Ajuste do método proposto	Agosto/2011
10	Documentação dos resultados obtidos	Outubro/2011
11	Publicação de artigo	Outubro/2011
12	Defesa	Novembro/2011

10 Conclusão

Na introdução, a proposta de tese estabeleceu os objetivos deste documento no que se refere ao conteúdo do documento e aos resultados que deveriam ser atingidos.

Quanto ao conteúdo, são requeridos: conceitos básicos, objetivo, metodologia, revisão bibliográfica e resultados esperados. Os conceitos básicos estão incorporados na seção *5.1 Contextualização* e *5.2 Conceitos gerais de plataforma*. Quanto ao objetivo, estes estão incorporados nas seções *2 Objetivo geral da tese* e *4 Objetivos específicos*. A metodologia é apresentada na seção *9 Metodologia*. A revisão bibliográfica está incorporada na seção *5 Revisão bibliográfica*. Finalmente os resultados esperados estão na seção *8 Resultados e benefícios esperados*.

Quanto aos resultados estes serão considerados com base na relevância do tema e o ineditismo do objetivo proposto. Quanto à relevância do tema, esta fica demonstrada pelo conteúdo da seção *3 Motivação*, onde são apresentados os fatores que motivaram a escolha do tema, com as deficiências atuais e justificativas para a proposição do método, caracterizando a lacuna existente a qual cria a oportunidade de desenvolvimento do método. Quanto ao ineditismo, através da seção *5 Revisão bibliográfica* pode-se constatar que o tema de famílias de produtos baseados em plataformas para as aplicações gerais, se desenvolveu significativamente enquanto que os aplicados à área espacial se desenvolveram muito pouco. Constata-se também, através da seção *7 Exemplos de desafios a serem enfrentados pelo método*, que o ambiente espacial tem peculiaridades que afetam cada particular missão, o que torna a aplicação dos conceitos de plataformas na área espacial, um pouco mais complexo.

Conclui-se desta forma que todos os objetivos propostos, tanto de conteúdo quanto de resultados, foram atingidos.

11 Referencias

Aerospatiale (1995). Filière Proteus. Octobre 1995.

Alary, D.; Lambert, H. (2007). The Myriade product line, a real success story. ACTA Astronautica 61 223-227.

Boas, R. C.; Crawley, E. F. (2006). Extending Platforming to the Sequential Development of System Families. INCOSE 2006 – 16th Annual International Symposium Proceedings.

Du, X.; Jiao, J.; Tseng, M. M. (2001). Architecture of product family : Fundamentals and methodology. *Concurrent Engineering: Research and Application*, 9(4), 309-325.

Galeazzi, C. (2000). Prima: A new, competitive small satellite platform. Acta Astronautica Vol. 46, Nos. 2-6, 379-388.

Gonzalez-Zugasti, J. P.; Otto, K. N. (2000). Platform-based spacecraft design: A formulation and Implementation procedure. IEEE Aerospace Conference Proceedings, v 1, p 455-463, 2000.

Hassan, R.; Weck, O.; Springmann, P. (2004). Architecting a communication satellite product line. 22nd AIAA International Communications Satellite Systems Conference & Exhibit, AIAA 2004-3150.

Ho, T.; Tang, C. S. (1998). *Product variety management: Research Advances.* Boston: Kluwer Academic Publishers.

Hölttä-Otto, K.; Otto, K. (2006). Platform Concept Evaluation: Making the Case for Product Platforms. Product Platform and Product Family Design: Methods and Applications. Springer (2006).

INPE (2001). Multimission Platform: Data Package for System Requirement Review.

Jiao, J.; Pokharel, S.; Zhang, L.; Zhang, Y. (2005). Coordination of product and process variety in mass customization with data mining approach. In *The 10th annual international conference on industrial engineering theory, applications & practice*, Clearwater Beach, FL.

Jiao, J.; Simpson, T. W.; Siddique, Z. (2007). Product family design and platform-based product development: a state-of-the-art review. *Journal of intelligent Manufacturing* 18:5-29.

Landiech, P.; Douillet, F. (2004). Proteus platform and application satellites. *Proceedings of the 4S Symposium: Small satellites, systems and Services*, September 20, 2004.

Männistö, T. (2000). A conceptual modeling approach to product families and their evolution. Ph.D thesis, Helsinki University of Technology, Acta Polytechnica Scandinavica, Mathematics and Computing Series, No. 106, Espoo.

Martin, M. V.; Ishii, K. (2002). Design for variety: Developing standardized and modularized product platform architectures. *Research in Engineering Design*, 13(4), 213-235.

Meerman, M.; Sweeting, M. (2006). Constella, a quick configuration platform for rapid response missions. IEEE Aerospace Conference Proceedings, v 2006.

Meyer, M.; Lehnerd, A. P. (1997). The power of product platform – building value and cost leadship. New York: Free Press.

Muffatto, M.; Roveda, M. (2002). Product architecture and platforms: A conceptual framework, *International Journal of Technology Management*, 24(1), 1-16.

Otto, K.; Gonzalez-zugasti, J.; Dahmus, J. (2000). Modular product architecture. In *ASME design engineering technical conferences*, Baltimore, MD.

Pine, B. J. (1993). Mass customization: *The new frontier in business competition*. Boston: Harvard Business School Press.

Robertson, D.; Ulrich, K. (1998). Planning product platforms. *Sloan Management Review*, 39(4), 19-31.

Sawhney, M. S. (1998). Leveraged high-variety strategies: From portfolio thinking to platform thinking. *Journal of the Academy of Marketing Science*, 26(1), 54-61.

Siddiqi, A.; Weck, O. (2006). Self-similar modular architecture for reconfigurable space systems. 57th International Astronautical Congress, Space System Symposium.

Simpson, T. W. ; Maier, J. R. A. ; Mistree, F. (2001). Product platform design : Method and application. *Research in Engineering Design*, 13(1), 2-22.

Sosa, M. E.; Eppinger, S. D.; Rowles, C. J. (2003). The misalignment of product architecture and organizational structure in complex product development, INSEAD Working Paper, 2003/68/TM.

Ulrich, K. (1995). The role of product architecture in the manufacturing firm. *Research Policy*, 24(3),419-440.

Ulrich, k.; Eppinger, S. D. (1995). *Product design and development*. New York: McGraw-Hill.

Ulrich, K. (1995). The role of product architecture in manufacturing firm. *Research Policy*, 24(3), 419-440.

Ulrich, K.; Eppinger, S. D. (1995). *Product design and development*. New York: McGraw-Hill.

Willcox, K.; Wakayama, S. (2003). Simultaneous optimization of a multiple-aircraft family. *Journal of Aircraft*, 40(4), 616-622.

Yu, J. S., Gonzalez-zugasti, J. P.; Otto, K. N. (1999). Product architecture definition based upon customer demands. *ASME Journal of Mechanical Design*, 121(3), 329-335.

Yu, T. -L.; Yassine, A. A.; Goldberg, D. E. (2003). A genetic algorithm for developing modular product architectures. In *ASME design engineering technical conferences*, Chicago, Illinois.

Zamirowsky, E. J.; Otto, K. N. (1999). Identifying product portfolio architecture modularity using function and variety heuristics. In *ASME design engineering technical conferences*, DETC99/DTM-876, Las Vegas, NV.

APÊNDICE B

PLANILHAS QUE IMPLEMENTAM O MÉTODO

LISTA DE PLANILHAS QUE IMPLEMENTAM O MÉTODO E SEUS CONTEÚDOS

- a) **Total** – Contêm uma tabela consolidada de todas as ineficiências capturadas;
- b) **Entradas** – Contêm todos os parâmetros que devem ser fornecidos pelo projetista da plataforma;
- c) **Parâmetros Gerais** – Contêm as constantes e parâmetros gerais que não estão vinculadas ao particular projeto;
- d) **Parâmetros Blindagem** – Contêm todos os parâmetros vinculados à determinação da dose acumulada e da blindagem requerida;
- e) **Capacidades Específicas** – Contêm as capacidades específicas e os modelos de equipamentos utilizados para transformar capacidades em massa;
- f) **Arrasto** – Calcula o efeito de arrasto atmosférico das diversas órbitas e configurações do satélite determinando a quantidade de propelente requerida e a massa de tanque;
- g) **Torque** – Calcula o efeito do torque atmosférico causado pelas diversas órbitas e configurações do satélite determinando a capacidade das rodas em momento angular e a massa requerida para implementar o momento angular;
- h) **Campo Magnético** – Determina a momento magnético requerido pelas diversas órbitas para descarregar as rodas nas diversas órbitas. A partir do momento angular, determina a massa das bobinas requeridas;
- i) **Power** – Com base na potência da plataforma, órbitas e eclipses, determina a superfície de painel solar requerido bem como a capacidade das baterias requeridas. Transforma área e capacidades em massa;
- j) **TID** – Determina a dose de radiação acumulada recebida pelos componentes e com base na capacidade destes componentes funcionarem sob a radiação, incorpora blindagem para que os

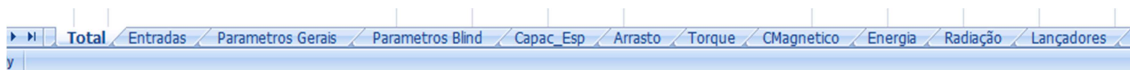
componentes sobrevivam a vida útil estabelecida. A partir da blindagem calcula a massa requerida.

- k) Lançadores** – Determina a massa estrutural adicional dos painéis para fazer frente a lançadores com maior aceleração quase estática e frequências do primeiro modo maiores.

Versão do Excel utilizada



Fichas da planilha Excel



TOTAL		PMM
COMPONENT		MASSA (kg)
1	TANQUE	3,43
2	RODAS	0,74
3	BOBINAS MAG.	1,88
4	ASAS SOLARES	7,55
5	BATERIA	1,81
6	ESTRUTURA	7,29
7	BLINDAGEM (MASSA INDIRETA)	6,67
8	MASSA DIRETA INEFICIÊNCIA	22,7
9	MASSA TOTAL INEFICIÊNCIA	29,4
10	MASSA PLATAFORMA	295
11	MASSA SATÉLITE	557,0
12	% INEF. DIRETA PLATAFORMA	7,7%
13	% INEF. DIRETA SATÉLITE	4,1%
14	% INEF. TOTAL PLATAFORMA	10,0%
15	% INEF. TOTAL SATÉLITE	5,3%
16	MASSA INEFICIENCIA MENOR CASO	28,72
17	% INEF. MENOR CASO - PLATAFORMA	9,7%
18	% INEF. MENOR CASO - SATÉLITE	5,2%

Planilha Total
Resumo dos resultados e índice de ineficiência

DETERMINAÇÃO DO MÍNIMO POR CASO - NADIR										
	Apontamento Nadir						HELIO-SÍNCRONA			
	Equatorial zero		Equatorial 12		Equatorial 25		10H		12H	
	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200	600	1200
TANQUE	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09	3,47	0,09
RODAS	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01	0,38	0,01
BOBINAS MAG.	1,77	1,23	3,11	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23
ASAS SOLARES	24,69	24,69	24,69	24,69	32,24	24,69	24,69	24,69	24,69	24,69
BATERIA	9,88	9,64	9,86	9,69	10,80	9,68	10,44	9,00	9,69	9,38
BLINDAGEM	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	6,67	0,00	2,72	0,00	4,69
ESTRUTURA	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43
TOTAL	56,63	52,10	57,95	52,15	64,56	58,81	56,65	54,18	55,89	56,53

DETERMINAÇÃO DO MÍNIMO POR CASO - SOLAR						
	Apontamento Solar					
	Equatorial zero		Equatorial 12		Equatorial 25	
	600	1200	600	1200	600	1200
TANQUE	1,39	0,04	1,37	0,04	1,36	0,04
RODAS	0,75	0,02	0,73	0,02	0,70	0,02
BOBINAS MAG.	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23	1,23
ASAS SOLARES	17,95	17,95	17,95	17,95	17,95	17,95
BATERIA	9,88	9,64	9,86	9,69	10,80	9,68
BLINDAGEM	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	6,67
ESTRUTURA	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43	16,43
TOTAL	47,63	45,31	47,57	45,36	48,49	52,02

MÍNIMO NADIR	52,10	kg
MÍNIMO SOLAR SEM SADA	45,31	kg
MÍNIMO SOLAR COM SADA	52,05	kg

CASO MÁXIMO	
TANQUE	3,47
RODAS	0,75
BOBINAS MAG.	3,11
ASAS SOLARES	32,24
BATERIA	10,80
BLINDAGEM	6,67
ESTRUTURA	23,72
TOTAL	80,77
MÁXIMO DE DIMENSIONAMENTO	80,77 kg
INEFICIÊNCIA	28,72 kg

Planilha Total
 Determinação do mínimo total da órbita e do máximo geral

1	Descrição	Nome	Entrada	Unidade	Valor Pré	Observações
2	Erro máximo de órbita	Δa	4348,15	m	1000	Valor fixado ou copiado do cálculo para órbi
3	Erro máximo do semi-eixo a partir retardo		4348,15	m		Valor calculado a partir dos dois itens que si
4	Retardo do cruzamento no equador	dmax	600	s		Caso de exemplo heliosíncrono - em segun
5	da/dt	aponto	0,00042			Para a PMM órbita de 600 km
6	Temperatura da atmosfera	tatm	1		1	0=800; 1=1400; 2=2000; 3=2600°K Temperatu
7	Coefficiente arrasto	C_d	2,5	adim	2,2	Coefficiente de arrasto
8	Massa do Satélite	m	557	kg	500	Massa satélite
9	Massa da Plataforma	mp	295	kg	200	Massa da Plataforma
10	Densidade da Colmeia	DenCol	49,66	kg/m ³	50	Densidade da colmeia
11	Quadro estrutural	Qe	7,4	kg		Massa do quadro
12	Massa Painel +x	MPmsx	2,5	kg		Massa do painel de topo +x sem equipamer
13	Massa Equipamento Painel +x	MEmsx	8,9	kg		+x Inclui equipamentos e elementos estrut
14	Espessura face sheet +x	Efmsx	0,0004	m		Espessura da folha de face do painel +x
15	Altura do sandwich +x	Aswmsx	0,02	m		
16	Massa Painel -x	MPmnx	8,1	kg		Painel de fundo (-x) massa
17	Massa Equipamento Painel -x	MEMnx	35,8	kg		Inclui elementos estruturais de fixação de e
18	Espessura face sheet -x	Efsmnx	0,0008	m		
19	Altura do sandwich -x	Aswmnx	0,06	m		
20	Massa Painel +y	MPmsy	5,6	kg		Inclui elementos estruturais de fixação de e
21	Massa Equipamento Painel +y	MEmsy	62,15	kg		Painel perpendicular ao eixo de rotação das
22	Massa Painel -y	MPmny	5,6	kg		Mechanical Architecture Description/Dados
23	Massa Equipamento Painel -y	MEmny	52,65	kg		Inclui elementos estruturais de fixação de e
24	Massa Painel +z	MPmsz	5,6	kg		Painel apontado para Nadir
25	Massa Equipamento Painel +z	MEmsz	10,2	kg		Inclui elementos estruturais de fixação de e
26	Massa Painel -z	MPmnz	5,6	kg		
27	Massa Equipamento Painel -z	EMnzz	22,9	kg		Inclui elementos estruturais de fixação de e
28	Espessura face sheet lateral	Efslat	0,0006	m		
29	Altura do sandwich lateral	Aswlat	0,025	m		
30	Massa Interface satélite-lançador	Misi	9,9	kg		
31	Massa equipamento sobre a interface	MEsi	51,5	kg		
32	Configuração do frame sobre a interface	Cfsi	1			igual a 1 se frame estiver fixado sobre a inte
33	Lançador considerado - Dnepr	Dneprc	1			Valor 1 = lançador considerado
34	Lançador considerado - PSLV	PSLVC	1			Valor 1 = lançador considerado

Planilha Entradas
Parâmetros de entrada

1	Descrição do parâmetro	Sigla	Valor
2	μ	u	3,99E+1
3	Não alterar a posição dos itens a seguir até a linha 18 inclusive		
4	ρ_{400} - Densidade atmosférica 400 km - opção temp.	R_400	1,00E-1
5	ρ_{700} - Densidade atmosférica 700 km - opção temp.	R_700	2,68E-1
6	ρ_{1500} - Densidade atmosférica 1500 km - opção temp.	R_1500	1,79E-1
7	ρ_{400} - Densidade atmosférica 400 km - 800°K	R_400_8	1,13E-1
8	ρ_{700} - Densidade atmosférica 700 km- 800°K	R_700_8	7,55E-1
9	ρ_{1500} - Densidade atmosférica 1500 km- 800°K	R_1500_8	2,78E-1
10	ρ_{400} - Densidade atmosférica 400 km - 1400°K	R_400_14	1,00E-1
11	ρ_{700} - Densidade atmosférica 700 km- 1400°K	R_700_14	2,68E-1
12	ρ_{1500} - Densidade atmosférica 1500 km- 1400°K	R_1500_14	1,79E-1
13	ρ_{400} - Densidade atmosférica 400 km -2000°K	R_400_20	2,48E-1
14	ρ_{700} - Densidade atmosférica 700 km- 2000°K	R_700_20	1,53E-1
15	ρ_{1500} - Densidade atmosférica 1500 km- 2000°K	R_1500_20	9,64E-1
16	ρ_{400} - Densidade atmosférica 400 km - 2600°K	R_400_26	4,06E-1
17	ρ_{700} - Densidade atmosférica 700 km- 2600°K	R_700_26	3,98E-1
18	ρ_{1500} - Densidade atmosférica 1500 km- 2600°K	R_1500_26	5,38E-1
19	g_0		9,81E+C
20	E_r		6,38E+C
21	Constante Solar próximo da Terra	Scte	1,33E+C
22	Seg/dia	SegDia	8640
23	Segundos por hora	Sh	3600
24	Período orbital 400 km	T_400	5553,62
25	Período orbital 700 km	T_700	5926,38
26	Período orbital 1500 km	T_1500	6958,95
27	Semi-eixo órbita 400 km	a_400	6,78E+C

**Planilha Parâmetros
Gerais**
Parâmetros e constantes

1	TODAS AS ÓRBITAS COM APONTAMENTO NADIR							
2					Por ajuste	Por Ano	Vida- útil Anos	Margem Segurança
3	Órbita	Período (Dias)	ΔV (m/s)	Δm (kg)	Δm (kg)	Δm (kg)	Δm (kg)	Δm (kg)
4							4	0%
5	Parâmetros							
6	Corpo do Satélite							
7	400 km	23,90	2,46	0,63	9,69	38,75	38,75	38,75
8	700 km	872,76	2,30	0,59	0,25	0,99	0,99	0,99
9	1500 km	123858,31	1,96	0,51	0,00	0,01	0,01	0,01
10								
11	Sat. Com Painel Solar +Y							
12	400 km	7,42	2,46	0,63	31,21	124,84	124,84	124,84
13	700 km	270,88	2,30	0,59	0,80	3,20	3,20	3,20
14	1500 km	38441,47	1,96	0,51	0,00	0,02	0,02	0,02
15								
16	Sat. Com Painel Solar -Y+Y							
17	400 km	4,39	2,46	0,63	52,73	210,94	210,94	210,94
18	700 km	160,32	2,30	0,59	1,35	5,41	5,41	5,41
19	1500 km	22751,37	1,96	0,51	0,01	0,03	0,03	0,03

Planilha Arrasto
Cálculo do propelente

2	Tanq		Reference	Propellant Mass	Tanq Mass	Specific Mass	Config. Weight
3				(Kg 1)	(Kg 2)	(Kg 2/Kg 1)	
4	Conf 1		OST 31/1	136,224	6,4	0,0469814	0
5	Conf 2		OST 31/0	80,496	6,4	0,0795071	0
6	Conf 3		PMM	46,44	6	0,129199	1
7			Weight mean			0,129	1

9	Wheels		Reference	Capacity	Tanq Mass	Specific Mass	Config. Weight
10				(Nms)	(Kg)	(Kg/Nms)	
12	Conf 1		RDR 23-0	23	7	0,3043478	0
13	Conf 2		RSI 15-45/20	15	7,7	0,5133333	0
14	Conf 3		RSI 12-75	12	4,85	0,4041667	1
15			Weight mean			0,4041667	1

17	Torq rods		Reference	Capacity	Torq rod mass	Specific Mass	Config. Weight
18				(Am ²)	(Kg)	Kg/(Am ²)	
20	Conf 1 (*)		ZARM MT30-2-	12	0,41	0,0341667	1
21	Conf 2		TR30CFN	30	0,68	0,0226667	0
22	Conf 3			1	1	1,00	0
23			Weight mean			0,034	1
24			(*) Considered as a minimum capacity				

Planilha Cap_Esp

Capacidades específicas – Transforma massa de propelente em massa de tanque

Planilha Arrasto

Cálculo da massa de tanque

MASSA DE TANQUE								
ORB.	INC	APONTAM.	ASAS	ALT. ORBITA (km)			PMM	
				400 (kg)	700 (kg)	1500 (kg)	600 (kg)	1200 (kg)
EQU	0	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
BAIX INC	12	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
BAIX INC	25	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
			2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
EQU	0	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,88	0,01	1,39	0,04
BAIX INC	12	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,88	0,01	1,37	0,04
BAIX INC	25	SOLAR	1		NA	NA	NA	NA
			2		0,86	0,01	1,36	0,04
SSO 10H	97/98	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
	100		2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
SSO 12H	97/98	NADIR	1	NA	NA	NA	NA	NA
	100		2	27,25	0,70	0,00	3,47	0,09
Max:		3,47	Min:	0,04	Unit:	3,43	Inef:	3,43
Conf. Tanques:			1					

APÊNDICE C

PARÂMETROS DE ENTRADA DO MÉTODO

- 1) Erro máximo do semi-eixo da órbita em metros ou alternativamente informar o desvio máximo do tempo em segundos no horário de cruzamento no Equador para órbitas SSO e a variação como o tempo do semi-eixo em m/s (com este dado se calcula o erro máximo em metros).
- 2) Temperatura exo-esférica da atmosfera utilizada para determinar a densidade da atmosfera para uma dada altura. Valores de 0 a 3 com temperaturas de 800, 1400, 2000 e 2600 °K.
- 3) Coeficiente de arrasto considerado para o satélite.
- 4) Massa do satélite.
- 5) Massa da plataforma.
- 6) Densidade da Colmeia utilizada no material sanduíche.
- 7) Massa do Quadro Estrutural
- 8) Massa dos Equipamentos e do Painel estrutural (para cada painel – lat iguais).
- 9) Espessura da folha de face do material sanduíche (para cada painel)
- 10) Altura do material sanduíche (para cada painel).
- 11) Massa interface com o veículo lançador.
- 12) Massa dos equipamentos sobre a interface.
- 13) Veículos lançadores considerados a partir de uma lista.
- 14) Área dos diversos painéis.
- 15) Impulso específico dos propulsores.
- 16) Área das asas solares.
- 17) Vida útil.
- 18) Quantidade de tanques.
- 19) Margem de propelente.
- 20) Número de órbitas que as rodas a reção devem armazenar.
- 21) Margem das rodas.
- 22) Quantidade de rodas do satélite.
- 23) Quantidade de bobinas de torque magnético.
- 24) Equipamentos considerados como herança tecnológica.
- 25) Posicionamento do Centro de Massa.
- 26) Posicionamento do Centro de Pressão.
- 27) Potência mínima a ser considerada.
- 28) Eficiência de carga da bateria (EOL).
- 29) Eficiência de descarga da bateria (EOL).
- 30) Eficiência da célula (EOL).
- 31) Área útil das asa.
- 32) Área útil de um painel.
- 33) Dod.

- 34) Tensão mínima do barramento.
- 35) Margem de dimensionamento da bateria.
- 36) Margem de dimensionamento das asas.
- 37) Eficiência de Integração das células solares.
- 38) TID componentes qualificados.
- 39) TID dos equipamentos adquiridos.
- 40) Margem de TID.
- 41) Espessura da folha de face considerada para efeito de blindagem.
- 42) Espessura das caixas dos equipamentos desenvolvidos.
- 43) Espessura das caixas dos equipamentos adquiridos.
- 44) Área das caixas alinhadas com as placas de CI dos equipamentos desenvolvidos (até três tamanhos) e quantidades.
- 45) Área das caixas alinhadas com as placas de CI dos equipamentos adquiridos (até três tamanhos) e quantidades.
- 46) Órbitas consideradas pelo método.
- 47) Inclusão do apontamento Nadir e do apontamento Solar.
- 48) Configuração com duas asas sempre ou uma/duas.
- 49) Dispositivo de rotação das asas sempre presente ou quando necessário.
- 50) Nome da plataforma sob avaliação.
- 51) Faixa de altitudes considerada na avaliação da plataforma.
- 52) Flexibilidade de incorporação de distintas capacidades dos diversos equipamentos.

APÊNDICE D

ARTIGO APRESENTADO NO ICCE 2011 – CAMBRIDGE, USA

***ATTRIBUTES BALANCE ON THE ADOPTION OF PLATFORM BASED
SOLUTIONS FOR SATELLITES***

ATTRIBUTES BALANCE ON THE ADOPTION OF PLATFORM BASED SOLUTIONS FOR SATELLITES

Otávio Luiz Bogossian^{1,2}, Geilson Loureiro^{1,3}

¹Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, Brazil

Abstract. This paper aims to propose the principles of a systems architecting method to assess and guide the conceptual design of platform based solutions for satellite space applications. The method helps the developers to assess the platform *changeability* to achieve future missions with a minimum impact in terms of modifications and to assess the platform *comprehensiveness* in terms of possible missions. *Changeability* attributes applicable to the platform aims to implement parameters like robustness, flexibility, agility, etc. showing the capacity of the platform to comply, fast and with minimum modifications, the future missions. *Comprehensiveness* aims to balance platform comprehensiveness attributes in terms of missions and the platform efficiency based on the additional mass necessary to cover space environment requirements like altitude (drag, radiation and torque), satellite pointing, etc. The more over dimensioned, the less efficient is the satellite. Conclusions are that the method promotes a great enhancement on the productivity of platform based solutions conception while increasing the quality of the conceptual phase results.

Keywords. Platform, satellite, multi-mission, changeability, product family.

1 Introduction

The family of products concept became relevant with the transformation of the concept of mass production into mass customization aiming to comply with individual client needs [1]. The segmentation market grid based on platform was introduced [2] as the way to leverage the family of product across different market niches. *Meyer and Utterback* [3] attempt to map the evolution of the product family based on platform by means of extensions and upgrades. The family is a set of similar products obtained from a common platform, given to each product the functionalities required by specific clients [2].

The space context has specific characteristics such as the complexity of the products and the very low production volume. It was remarked [4] that space products are designed to comply with a particular mission, being the product, designed for this objective contrasting with other general application in which they are designed for market niche. The space product referenced in this paper corresponds to the satellite, usually established as a system. The satellite is composed of the payload (components to implement the specific satellite mission) and the bus (*i.e.* house-keeping or services functions). The bus is usually divided into sub-systems, each one for a specific discipline (structure, power, communication, on board data handling, etc.) [5-8, 10-11]. Each sub-system is composed of several equipments (*e.g.* power sub-system: one or two batteries, solar panels, regulators, DC-DC converters, etc.).

The space products designed according to *Meyer and Lehnerd* [2] premises are those composed of a common platform that includes usually the same components to all space products (satellites) and a set of specific components that characterize each particular product and mission. The platform for satellite is usually composed by all components necessary to guarantee the satellite operation (structure, thermal, power, on board data handling, attitude control, communication for control purpose, propulsion, etc.). The mission specific components include scientific experiments, cameras (Earth or Sun observation), communication for the specific application, sensors, etc. [5-9, 11].

This paper aims to present and justify the elements of a method for assessing space platform development while it is being developed, to guide the various decision making points during space platform design. This paper has the following specific objectives:

- a) To analyze up-to-date efforts on general application and space platform development;
- b) To explain the changeability basic elements of the method applicable to the space platforms;
- c) To explain the comprehensiveness basic elements of the method;
- d) To provide an initial idea on how these elements will be used in the method.

In order to achieve these objectives, this paper is organized as following. Section 2 presents the general application platform effort and the current status of space platform development. Section 3 presents the *Changeability* elements. Section 4 presents the *Comprehensiveness* elements. Section 5 shows how the method can be built from these elements. Section 6 draws some conclusions and sets up some further work.

2 Development Process for Satellite Family Based on Platforms

The product family in the general context applications could be developed based on a set of modular components [4, 12-13], referred as *configurational* product family design by some authors. Each product of the family is developed adding, replacing or subtracting one or more functional modules.

Another approach is applying the scalability [14] or parametric configuration in which the capacity or performance of each module could be increased or reduced according to the customer needs.

It was proposed a methodology for product portfolio definition maximizing the use of common components [15]. An approach from a marketing and sales perspective was proposed with the product family definition based on the functional features associated to customers groups [16]. Additional methods based on the technical characteristics [17-18], with the family members defined based on technology, manufacturing process, design parameters, assembly process, etc were presented.

As it was shown, some papers define the product family based on design methods (modularity, platform based, *configurational* or scalable), others define the product family based on variety generation methods to produce product variety to target markets and, finally, others based on technical aspects improving the product process, stock reduction, component reutilization promotion, etc.

In the space context, the most common approach is the independent development [4], which means a product developed for the specific mission requirements. The number of recurring products is very limited, usually of one or two units. There are some exceptions like the GPS (24 satellites) and Galileu (27 satellites) constellations [19], where the satellites are placed in different orbits and phases.

The satellite platform concept was adopted by some space programs to explore common aspects of the products, from one mission to another. They do not have a complete view of the satellite family to be generated. However, they aim to increase the reutilization of the common part (platform) as much as possible when future missions are defined.

Boas and Crawley [20] presented a very particular example of simultaneous development of a family of fighter planes from the requirements of the products (case of the Joint Strike Fighter program) and the definition of a common platform. They presented a second example based on the Boeing 777 family of products in which the initial product (the first plane of the family) is developed at the same time as the platform that will be the core of future planes. This approach is clearly the sequential development process. According to the authors, this approach has the inconvenience of making the first plane a strong reference for the platform design that could cause problems for the future planes. This inconvenience is mainly due to long development process and difficulties to define the different members of the family.

The sequential approach is often applied to the development of multi-mission satellite platforms. It is demonstrated by missions like Jason 1 using CNES PROTEUS platform [5, 9, 21], Demeter mission using CNES Myriade Product Line platform (called previously Ligne de Produits Micro-satellite [7]) [8, 22]. and 1998, SkyMed/COSMO mission using ASI/Alenia PRIMA platform [10].

The development approach for a satellite family based on a platform imposes constraints in some mission parameters (*e.g.* orbits, pointing accuracy, available launchers, lifetime, mass and power limit for the payload, etc.) [9-11, 21].

3 Changeability

It was proposed a *Design for Changeability* – DfC to challenge the technological and market dynamism [23] with a constant inclusion of new clients, as well as, the changing of the products environment (cell phones services, GPS, Wi-Fi, etc.). During the design phase, the possibility to change the design should be kept open until as late as possible. They considered also modify the product during the operation/utilization phases.

The defined aspects (DfC term) [23] that were considered applicable to the satellite platform design taking into account the sequential development process are the following:

- a) **Robustness** – System ability to be insensitive to the environment changes. This aspect is applicable considering that the platform will be used in different mission with different launching, space environment and mission requirements.
- b) **Flexibility** – System ability to be easily changed. This aspect is applicable taking into account that it is expected the platform, that is the core of all satellite products, to have the ability to be easily modified for different missions of the same category (e.g. excluding Solar System missions, GEO, etc.). This concept was applied in PRIMA platform [10] considering yes/no and scalability options for the platform equipments.
- c) **Agility** – System ability to be quickly changed. This aspect is applicable considering that it is expected that products (satellites) based on a platform, recover the development time spent during the first mission (platform and first product) at each developed product and it is also expected that the time spent on each satellite to be lower than an independent development to make viable the use of a platform.

The aspects considered in the *Design for Changeability* were proposed to be implemented by Basic and Extended Principles. Some of these principles correspond to axioms previously established [24]. The principles considered applicable to the satellite platform design taking into account the satellite family development approach, are the following:

- a) **Ideality/Simplicity** – This principle aims to reduce the system complexity. This principle is applicable considering that all satellite projects are complex systems with a lot of interfaces, functions and components integrated in a limited room, with reduced mass and power consumption.
- b) **Independence** – This principle aims to minimize the impact of change in design parameters. This principle is applicable considering that for each mission the satellite is composed of mission specific components and platform common components. It is expected that specific component and specific environment do not affect the platform components and the interfaces. This principle is adopted in the PRIMA platform design [10] with the objective of thermally decoupling the specific components (payload module) from the platform components.
- c) **Modularity/Encapsulation** – This principle aims to build a system architecture that clusters the system functions into various modules (components) while minimizing the coupling among them (loose coupling) and maximizing the cohesion within the module. This principle is applicable considering the specific and platform components need to be decoupled as much as possible.
- d) **Scalability** – Ability to change the components increasing or reducing their capacity or performance (e.g. amount of data storage, capacity of angular momentum in the reaction wheels, etc.). This principle is applicable to increase the efficiency of the standard platform for the different mission requirements. This concept was applied in the PRIMA platform [10].
- e) **Integrability** – Characterized by the compatibility and interoperability among the interfaces (proprietary or open systems) by adopting standards that enable to change easily the interconnected components. This principle is applicable mainly for the power bus and on-board data interfaces that are necessary for almost all the components. It will facilitate the scalability implementation. This principle is implemented on the on-board data handling subsystem that interfaces with almost all components using a standard bus [9-10, 21].
- f) **Decentralization** – This principle is characterized by the distribution of control, information, resources, architecture attributes or properties among the components. This principle is applicable mainly to the power bus and on-board data handling.

4 Mission Comprehensiveness and Platform Efficiency

In order to assess the mission *Comprehensiveness* it is necessary to reduce the scope of possible orbits. The considered orbits were based on the Myriade (CNES), Proteus (CNES), PRIMA (ASI/ALENIA) and PMM (INPE) multi-mission platforms [7, 10, 11, 25]. The following criteria were considered:

- a) Only circular orbits (low eccentricity) with altitudes between 400 and 1500 km;

- b) Sun-synchronous orbits (SSO) with equator crossing time of 6:00 am and 10:00 am (also almost SSO);
- c) Equatorial and low inclination orbits up to 25°;
- d) Three orbit inclinations and three SSO with three different altitudes will be considered.

Four possible satellite configurations will be considered all with a parallelepiped shape. Two configurations with fixed solar panels with one or two wings and two with rotating solar panel with one or two wings. The hardware alternatives are the following: 1) up to three torque rods sizes for each axis, 2) up to three propellant reservoir sizes and 3) up to three reaction wheels sizes for each axis.

With respect to the satellite pointing, Nadir will be considered for SSO orbits considered and Nadir and Sun for other orbits.

The following space environmental effects are considered:

- a) **Cumulated radiation** at each possible orbit with impact on the component hardness in terms of krads. Mission lifetime will be considered with respect to the maximum lifetime of the platform. An indirect impact on mass will be considered based on the additional price of the components and the cost to transport a unit of mass to the space;
- b) **Aerodynamic torque due to the residual atmosphere** – This will affect the reaction wheels dimensioning in terms of angular momentum and the increment of required mass;
- c) **Drag due to the residual atmosphere** – This will affect the propellant and reservoir to keep the orbit error lower than a specified value;
- d) **Use of the magnetic field to unload the reaction wheels** – Dimensioning of the torque rods and its increment in terms of mass;
- e) **Static and dynamic launcher environment** – The increment in the structure mass necessary to consider several launchers;
- f) **Power required** – For each orbit, pointing and satellite solar panels configuration, it will be determined the amount of solar panel necessary to provide the minimum amount of power established for the platform as well as the battery necessary to overcome the eclipse periods. The increment of mass necessary to cover all the orbits will be considered for the solar panels and batteries.

The thermal dimensioning and the structure are not considered as part of the platform [8] due to the necessity to design for each specific mission (payload module for the structure), therefore it does not induce any inefficiency.

The launching window with respect to the solar flux cycle was not considered as inefficiency due to the necessity of the platform to be ready to launch at any time in the solar cycle.

5 Elements of the method to be developed

Considering the basic development approach, the method shall implement *Changeability* in such a way the platform will be designed with the capacity to be quickly adapted for future and unknown missions. *Changeability* will provide to the platform designer, at the initial design phase, enough information about the robustness, flexibility and agility of the platform. Based on the *Changeability* aspects and principles, the method will implement objective parameters based on the satellite configuration.

The method shall implement also the *Comprehensiveness* (in terms of missions) and the corresponding platform efficiency to provide to the platform designer, at the initial design phase, enough information to decide how much to pay in terms of efficiency, to implement the *Comprehensiveness*.

For *Comprehensiveness* implementation, the method shall implement a limited number of cases in terms of orbits, pointing and satellite configurations, considering those more applicable. It shall also consider some premises (orbit maximum error, reaction wheels and torque rods dimensioning, etc.) and the implementation of the scalability to give to the designer, an easy way to increase the platform efficiency. The method will consider as objective parameter to implement the *Comprehensiveness* the worst/least case of equipment mass, directly or indirectly,

The method also shall receive inputs, from the platform designer, such as lifetime, mass, inertia, surface of the solar panels, for *Comprehensiveness* and satellite architecture definitions and the qualification process for *Changeability*.

The method to be developed shall be easily implemented (spreadsheet or simple program) without the necessity to perform simulations to assess the platform. The simulations will be performed during the method design phase for all considered cases.

6 Conclusions and further work

Section 2 presented the effort to develop the platform concept for general application and also concluded the development approach applied on the development of space platforms. Section 3 presented the *Changeability* basic elements applied to the space platforms derived from the general application platform concept. Section 4 presented the basic *Comprehensiveness* elements developed, based on the application scope of some existing or in development satellite platforms. Section 5 presented the initial idea of the method implementation. The Sections 2 to 5 have presented and justified the elements of the method to assess space platform during the development phase. As conclusion, the main and specific objectives presented in the Section 1 were achieved by this paper.

To finalize the method development, further work is necessary. With respect to *Changeability*, it is necessary to define objective parameters to assess the platform. These parameters will cover the platform architecture (*e.g.* for the independence principle a bonus will be given to the architecture that implements a standard bus for data handling) and the qualification plan (*e.g.* for robustness a bonus will be given to the qualification plan that covers a significant number of different environment scenarios). With respect to *Comprehensiveness*, it is necessary to perform several simulations and verify the mass impact on the platform components.

Finally it is necessary to produce two measures, one for *Changeability* and another for the *Comprehensiveness*.

7 References

- [5] **Aerospatiale and Sextant** – Aerospatiale/Sextant Avionique brochure. *Filière Proteus CNES. Octobre 1995.*
- [16] **Agard, B. and Kusiak, A** – Data-mining-based methodology for the design of product families. *International Journal of Production Research* (2004), 42(15), 2955-2969.
- [6] **Alary, D. and Lambert, H.** - The Myriade product line, a real success story. *ACTA Astronautica* (2007) 61, 223-227.
- [20] **Boas, R. C. and Crawley, E. F.** - Extending Platforming to the Sequential Development of System Families. *INCOSE 2006 – 16th Annual International Symposium Proceedings.*
- [8] **Bouzat, C.** – CNES Microsatellite Product Line, an approach for innovation - *Small Satellites Systems and Services, 5th International Symposium, 19-23 June 2000, La Boule France.*
- [7] **Buisson, F., Cussac, T., Lassalle-Balier, G., Laurens, A., Ledu, M., Llorens, J-C and Chadoutaud, P.** – La ligne de produits Micro-satellite du CNES. *Small Satellites Systems and Services, 4th International Symposium, 14-18 September 1998, Antibes – San Juan Les Pains France.*
- [22] **Cussac, T.;Buisson, F. and Parrot, M.** – The Demeter Program: Mission and Satellite Description – Early in Flight Results. *55th International Astronautical Congress 2004 IAC-04-IAA.4.11.2.04. Vancouver, Canada.*
- [15] **Dahmus, J. B., Gonzales-Zugasti, J. P. and Otto, K. N.** – Modular Product Architecture. *Design Studies* 22 (2001) 409-424.
- [9] **Dechezelles, J-J and Huttin, G.** – PROTEUS: A Multimission Platform fo Low Earth Orbits. *Air & Space Europe* (2000), Vol. 2 N° 1, 77-81.
- [17] **De Lit, P. G. and Delchambre, A.** – Integrated design of a product family and its assembly system (2003). *Massachusetts: Kluwer Academic Publishers.*
- [12] **Du, X., Jiao, J. and Tseng, M. M.** – Architecture of product family: Fundamentals and Methodology. *Concurrent Engineering: Research and Application* (2001), 9(4), 309-325.
- [19] **Forrest, W. M.** – Interoperability of the GPS and Galileo Timescales for Positioning and Metrology. *European Frequency and Time Forum* (2004), 18th (468-475).
- [23] **Fricke, E. and Schulz, A. P.** – Design for Changeability (DfC): Principles To Enable Changes in Systems Throughout Their Entire Lifecycle. *System Engineering, Vol. 8, N° 4, 2005.*

- [10] **Galeazzi, C.** - Prima: A new, competitive small satellite platform. *Acta Astronautica 2000 Vol. 46, Nos. 2-6, 379-388.*
- [4] **Gonzalez-Zugasti, J. P.; Otto K. N. and Baker J. D.** - A Method for Architecting Product Platforms. *Research in Engineering Design (2000) 12:61-72.*
- [21] **Grivel, C., Douillet, F., Huiban, T., Sainct, H., Bailion, Y., Terrenoire, P. Schrive, J. and Lazard, B.** – Proteus: European Standard for small satellites, *Small Satellites Systems and Services, 5th International Symposium, 19-23 June 2000, La Boule France.*
- [11] **INPE** - Multimission Platform: Data Package for System Requirement Review, August, 10th 2001, INPE's internal document.
- [3] **Meyer, M. and Utterback, J.** - The product family and the dynamics of core capability. *Sloan Management Review, Spring 1993, 29-47.*
- [2] **Meyer, M. and Lehnerd, A. P.** - The power of product platform – building value and cost leadship (1997). *New York: Free Press.*
- [1] **Pine, B. J.** - Mass customization: *The new frontier in business competition (1993). Boston: Harvard Business School Press.*
- [25] **Rougeron, M.** – CNES Minisatellite Missions / Les Missions Proteus - *Small Satellites Systems and Services, 5th International Symposium, 19-23 June 2000, La Boule France.*
- [18] **Simpson, T. W.** - Product platform design and customization: Status and promise. *Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing (2004), 18(1), 3-20.*
- [14] **Simpson, T.W., Maier, J.R.A. and Mistree, F.** – Product platform design: Method and Application. *Research in Engineering Design, 2001 13(1), 2-22.*
- [24] **Suh, N. P** – Principles of Design (1990). *Oxford University Press New York.*
- [13] **Ulrich, K.** – The role of product architecture in the manufacturing firm. *Research Policy, 1995 24(3), 419-440.*

APÊNDICE E

**ARTIGO PUBLICADO NO JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING,
SCIENCES AND APPLICATIONS**

***ATTRIBUTES BALANCE ON THE ADOPTION OF PLATFORM BASED
SOLUTION FOR SATELLITES***

ATTRIBUTES BALANCE ON THE ADOPTION OF PLATFORM BASED SOLUTIONS FOR SATELLITES

Otavio Luiz Bogossian

Geilson Loureiro

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Av. dos Astronautas 1758, CEP 12227-010
São José dos Campos – SP Brasil

otavio.bogossian@lit.inpe.br

geilson@gsr.inpe.br

Abstract: *This paper aims to propose the principles of a systems architecting method to assess and guide the conceptual design of platform based solutions for satellite space applications. The method helps the developers to assess the platform changeability to achieve future missions with a minimum impact in terms of modifications and to assess the platform comprehensiveness in terms of possible missions. Changeability attributes applicable to the platform aims to implement parameters like robustness, flexibility, agility, etc. showing the capacity of the platform to comply, fast and with minimum modifications, the future missions. Comprehensiveness aims to balance platform comprehensiveness attributes in terms of missions and the platform efficiency based on the additional mass necessary to cover space environment requirements like altitude (drag, radiation and torque), satellite pointing, etc. The more over dimensioned, the less efficient is the satellite. Conclusions are that the method promotes a great enhancement on the productivity of platform based solutions conception while increasing the quality of the conceptual phase results.*

Keywords: *Platform, satellites, multi-mission, changeability, product family*

1 Introduction

The family of products concept became relevant with the transformation of the concept of mass production into mass customization aiming to comply with individual client needs (Pine, 1993). The segmentation market grid based on platform was introduced (Meyer, et al., 1993) as the way to leverage the family of product across different market niches. The attempt to map the evolution of the product family based on platform by means of extensions and upgrades (Meyer, et al., 1997) was proposed also. The family is a set of similar products obtained from a common platform, given to each product the functionalities required by specific clients (Meyer, et al., 1993).

The space context has specific characteristics such as the complexity of the products and the very low production volume. It was remarked that space products are designed to comply with particular mission (Gonzalez-Zugasti, et al., 2000), being a product designed for this objective contrasting with other general application in which they are designed for market niche.

The space product referenced in this paper corresponds to the satellite, usually established as a system. It is usually divided into sub-systems, each one for a specific discipline (structure, power, communication, on board data handling, etc.). Each sub-system is composed of several equipments (Aerospatiale and Sextant, 1995; Alary, et al., 2007; Buisson, et al., 1998; Bouzat, 2000; Galeazzi, 2000; INPE, 2001). As example, the power sub-system is composed of the following equipment: battery, solar panels, regulator, DC-DC converters, etc.

The space products composed of a common platform that includes usually the same components to all space products (satellites) and a set of specific components that characterize each particular product and mission are according to what was proposed for general application product based on a platform (Meyer, et al., 1993). The platform for satellite is usually composed of all components necessary to guarantee the satellite operation (structure, thermal, power, on board data handling, attitude control, communication for control purpose, propulsion, etc.). The mission specific components include scientific experiments, cameras (Earth or Sun observation), communication for the specific application, sensors, etc. (Aerospatiale and Sextant, 1995; Alary, et al., 2007; Buisson, et al., 1998; Bouzat, 2000; Dechezelles, et al., 2000; INPE, 2001).

This paper aims to present and justify the elements of a method for assessing space platform development while it is being developed, to guide the various decision making points during space platform design. This paper has the following specific objectives:

- a) To analyze up-to-date efforts on general application and space platform development;
- b) To explain the changeability basic elements of the method applicable to the space platforms;
- c) To explain the comprehensiveness basic elements of the method;
- d) To provide an initial idea on how these elements will be used in the method.

In order to achieve these objectives, this paper is organized as following. Section 2 presents the general application platform effort and the current status of space platform development. Section 3 presents the *Changeability* elements. Section 4 presents the *Comprehensiveness* elements. Section 5 shows how the method can be built from these elements. Section 6 draws some conclusions and sets up some further work.

2 Development process for satellite family based on platforms

The product family in the general context applications could be developed based on a set of modular components (Gonzalez-Zugasti, et al., 2000; Du, et al., 2001; Ulrich, 1995), referred as configurational product family design by some authors. Each product of the family is developed adding, replacing or subtracting one or more functional modules.

Another approach is applying the scalability or parametric configuration (Simpson, et al., 2001) in which the capacity or performance of each module could be increased or reduced according to the customer needs.

It was proposed a methodology for product portfolio definition maximizing the use of common components (Dahmus, et al., 2001). An approach from a marketing and sales perspective was proposed with the product family definition based on the functional features associated to customers groups (Agard, et al., 2004). Additional methods based on technical characteristics (De Lit, et al., 2003; Simpson, 2004), with the family members defined based on technology, manufacturing process, design parameters, assembly process, etc. were presented.

As it was shown, some papers define the product family based on design methods (modularity, platform based, configurational or scalable), others define based on variety generation methods to produce

product variety to target markets and, finally, others based on technical aspects improving the product process, stock reduction, component reutilization promotion, etc.

In the space context the most common approach is the independent development (Gonzalez-Zugasti, et al., 2000), which means a product developed for the specific mission requirements. The number of recurring products is very limited, usually of one or two units. There are some exceptions like the GPS (24 satellites) and Galileu (27 satellites) constellations (Forest, 2004), where the satellites are placed in different orbits and phases.

The satellite platform concept was adopted by some space programs to explore common aspects of the products, from one mission to another. They do not have a complete view of the satellite family to be generated. However they aim to increase the reutilization of the common part (platform) as much as possible when future missions are defined.

A very particular example (case of the Joint Strike Fighter program) of simultaneous development of a family of fighter planes, to define the common platform from the requirements of the all products (Boas, et al., 2006) was analyzed by some authors. They presented a second example based on the Boeing 777 family of products in which the initial product (the first plane of the family) is developed at the same time as the platform that will be the core of future planes. This approach is clearly the sequential development process. According to the authors, this approach has the inconvenience of making the first plane a strong reference for the platform design that could cause problems for the future planes. This inconvenience is mainly due to long development process and difficulties to define the different members of the family.

The sequential approach is often applied to the development of multi-mission satellite platforms. It is demonstrated by missions like Jason 1 using CNES PROTEUS platform (Aerospatiale and Sextant, 1995; Dechezelles, et al., 2000; Grivel, et al., 2000), Demeter mission using CNES Myriade Product Line platform (called previously Ligne de Produits Micro-satellite (Buisson, et al., 1998)) (Bouzat, 2000; Cussac, et al., 2004), SkyMed/COSMOS mission using ASI/Alenia PRIMA platform (Galeazzi, 2000).

The development approach for a satellite family based on a platform impose constraints in some mission parameters (*e.g.* orbits, pointing accuracy, available launchers, lifetime, mass and power limit for the payload, etc.) (Dechezelles, et al., 2000; Galeazzi, 2000; INPE, 2001; Grivel, et al., 2000).

3 Changeability

It was proposed a *Design for Changeability – DfC* to challenge the technological and market dynamism (Fricke, et al., 2005) with a constant inclusion of new clients, as well as, the changing of products environment (cell phones services, GPS, Wi-Fi, etc.). During the design phase, the possibility to change the design should be open until as late as possible. They considered also modifying the product during the operation/utilization phases.

The defined aspects (DfC term) (Fricke, et al., 2005) that were considered applicable to the satellite platform design taking into account the sequential development process are the following:

Robustness – System ability to be insensitive to the environment changes. This aspect is applicable considering that the platform will be used in different mission with different launching, space environment and mission requirements.

Flexibility – System ability to be easily changed. This aspect is applicable taking into account that it is expected the platform, that is the core of all satellite products, to have the ability to be easily modified for different missions of the same category (i.e. LEO and excluding Solar System missions, GEO, etc.). This concept is applied in PRIMA platform (Galeazzi, 2000) considering yes/no and scalability options for the platform equipments.

Agility – System ability to be quickly changed. This aspect is applicable considering that it is expected that products (satellites) based on a platform, recover the development time spent during the first mission (platform and first product) at each developed product and it is also expected that the time spent on each satellite to be lower than an independent development to make viable the use of a platform.

The aspects considered in the *Design for Changeability* were proposed to be implemented by Basic and Extended Principles. Some of these principles correspond to axioms previously stated (Suh, 1990). The principles considered applicable to the satellite platform design taking into account the satellite family development approach, are the following:

Ideality/Simplicity – This principle aims to reduce the system complexity. This principle is applicable considering that all satellite projects are complex systems with a lot of interfaces, functions and components integrated in a limited room, with reduced mass and power consumption.

Independence – This principle aims to minimize the impact of change in design parameters. This principle is applicable considering that for each mission the satellite is composed of mission specific components and platform common components. It is expected that specific component and specific environment do not affect the platform components and the interfaces. This principle is adopted in the PRIMA platform design (Galeazzi, 2000) with the objective of thermally decoupling the specific components (payload module) from the platform components.

Modularity/Encapsulation – This principle aims to build a system architecture that clusters the system functions into various modules (components) while minimizing the coupling among them (loose coupling) and maximizing the cohesion within the module. This principle is applicable considering the specific and platform components need to be decoupled as much as possible.

Scalability – Ability to change the components increasing or reducing their capacity or performance (e. g. amount of data storage, capacity of angular momentum in the reaction wheels, etc.). This principle is applicable to increase the efficiency of the standard platform for the different mission requirements. This concept is applied in the PRIMA platform (Galeazzi, 2000).

Integrability – Characterized by the compatibility and interoperability among the interfaces (proprietary or open systems) by adopting standards that enable to change easily the interconnected components. This principle is applicable mainly for the power bus and on-board data interfaces that are necessary for almost all the components. It will facilitate the scalability implementation. This

principle is implemented on the on-board data handling subsystem that interfaces with almost all components using a standard bus (Dechezelles, et al., 2000; Galeazzi, 2000; Grivel, et al., 2000).

Decentralization – This principle is characterized by the distribution of control, information, resources, architecture attributes or properties among the components. This principle is applicable mainly to the power bus and on-board data handling.

4 Mission comprehensiveness and platform efficiency

In order to assess the mission *Comprehensiveness* it is necessary to reduce the scope of possible orbits. The considered orbits were based on the Myriade (CNES), Proteus (CNES), PRIMA (ASI/ALENIA) and PMM (INPE) multi-mission platforms (Buisson, et al., 1998; Galeazzi, 2000; INPE, 2001; Rougeron, 2000). The following limitation were established:

- a) Only circular orbits (low eccentricity) with altitudes between 400 and 1500 km;
- b) Sun-synchronous orbits (SSO) with equator crossing time of 6:00 am and 10:00 am (also almost SSO);
- c) Equatorial and low inclination orbits up to 25°;
- d) Three orbit inclinations and three SSO with three different altitudes will be considered.

Four possible satellite configurations will be considered all with a parallelepiped shape. Two configurations with fixed solar panels with one or two wings and two with rotating solar panel with one or two wings. The hardware alternatives are the following: 1) up to three torque rods sizes for each axis, 2) up to three propellant reservoir sizes and 3) up to three reaction wheels sizes for each axis.

With respect to the satellite pointing, Nadir will be considered for SSO orbits and Nadir and Sun for other orbits.

The following space environmental effects are considered:

- a) **Cumulated radiation** - The impact in the component hardness in terms of krads for each possible orbit. Mission lifetime will be considered with respect to the maximum lifetime of the platform. An indirect impact on mass will be considered based on the additional price of the components and the cost to transport a unit of mass to the space;
- b) **Aerodynamic torque due to the residual atmosphere** – It will affect the reaction wheels dimensioning in terms of angular momentum and the increment of required mass;
- c) **Drag due to the residual atmosphere** – It will affect the propellant and reservoir mass to keep the orbit error lower than a specified value;
- d) **Use of the magnetic field to unload the reaction wheels** – Dimensioning the torque rods and its increment in terms of mass;

e) Static and dynamic launcher environment – The increment in the structure (platform) mass necessary to consider several launchers and different payload masses;

f) Power required – For each orbit, pointing and satellite solar panels configuration, will be determined the amount of solar panel necessary to provide the minimum amount of power established for the platform as well as the battery necessary to overcome the eclipse periods. The increment of mass necessary to cover all the orbits will be considered for the solar panels and batteries.

The thermal dimensioning and the structure are not considered as part of the platform (Bouzat, 2000) due to the necessity to design for each specific mission (payload module for the structure), therefore it does not induce any inefficiency.

The launching window with respect to the solar flux cycle was not considered as inefficiency due to the necessity of the platform to be ready to launch at any time in the solar cycle.

5 Elements of the method to be developed

Considering the basic development approach, the method shall implement *Changeability* in such a way the platform will be designed with the capacity to be quickly adapted for future and unknown missions. *Changeability* will provide to the platform designer, at the initial design phase, enough information about the robustness, flexibility and agility of the platform. Based on the *Changeability* aspects and principles presented in this paper, the method shall implement objective parameters to assess the satellite configuration. In addition, specific space principles shall be considered (*e.g.* robustness shall include the space qualification process covering or not the different space and launcher environment, shall include design for the worst case of solar cycle, propellant reservoir dimensioned to cover or not orbit maintenance for the considered cases, etc.).

The method shall implement also the *Comprehensiveness* (in terms of missions) and the corresponding platform efficiency to provide to the platform designer, at the initial design phase, enough information to decide how much to pay in terms of efficiency, to implement the *Comprehensiveness*.

For *Comprehensiveness* implementation, the method shall implement a limited number of cases in terms of orbits, pointing and satellite configurations, considering those more applicable. It shall also consider some premises (orbit maximum error, reaction wheels and torque rods dimensioning, etc.) and the implementation of the scalability to give to the designer, an easy way to increase the platform efficiency. The method will consider as objective parameter to implement the *Comprehensiveness* the worst/least case of equipment mass, directly or indirectly.

The method also shall receive inputs from the platform designer, such as lifetime, mass, inertia, surface of the solar panels, etc. for *Comprehensiveness* and satellite architecture definitions and the qualification process for *Changeability*.

The method to be developed shall be easily implemented (spreadsheet or simple program) without the necessity to perform simulations to assess the platform. The simulations will be performed during the method design phase for all considered cases.

6 Conclusions and further work

Section 2 presented the effort to develop the platform concept for general application and also concluded the development approach applied on the development of space platforms. Section 3 presented the *Changeability* basic elements applied to the space platforms derived from the general application platform concept. Section 4 presented the basic *Comprehensiveness* elements developed, based on the application scope of some existing or in development satellite platforms. Section 5 presented the initial idea of the method implementation. The Sections 2 to 5 have presented and justified the elements of the method to assess space platform during the development phase. As conclusion, the main and specific objectives presented in the Section 1 were achieved by this paper.

To finalize the method development further work is necessary. With respect to *Changeability*, it is necessary to define objective parameters to assess the platform. These parameters will cover the platform architecture (*e.g.* for data handling) and the qualification plan (*e.g.* for robustness a bonus will be given to the qualification plan that cover a significant number of different environment scenarios). With respect to *Comprehensiveness*, it is necessary to perform several simulations and verify the mass impact on the platform components.

Finally it is necessary to produce two measures, one for *Changeability* and another for *Comprehensiveness*.

References

- Aerospatiale and Sextant** Filiere Proteus CNES. - 1995. - Aerospatiale/Sextant Brochure.
- Agard B. and Kusiak A.** Data-mining-based methodology for the design of product families [Journal] // International Journal of Production Research. - 2004. - 15 : Vol. 42. - pp. 2955-2969.
- Alary D. and Lambert H.** The Myriade Product Line [Journal] // ACTA Astronautica. - 2007. - Vol. 61. - pp. 223-227.
- Boas R. C. and Crawley E. F.** Extending Platforming to the Sequential Development of System Families [Conference] // INCOSE - 16th Annual International Symposium Proceedings. - 2006.
- Bouzat C.** CNES Microsatellite Product Line, an approach for innovation [Conference] // Small Satellites Systems and Services, 5th International Symposium. - La Boule, France : [s.n.], 2000.
- Buisson F [et al.]** La Ligne the Produits Micro-satellite du CNES [Conference] // Small Satellites Systems and Services, 4th International Symposium. - Antibes-San Juan Les Pains, France : [s.n.], 1998.
- Cussac T., Buisson F. and Parrot M.** The Demeter Program: Mission and Satellite Description Early in Flight Results [Conference] // 55th International Astronautical Congress. - Vancouver, Canada : [s.n.], 2004. - IAC-04-IAA.4.11.2.04.
- Dahmus J. B., Gonzales-Zugasti J. P. and Otto K. N.** Modular Product Architecture [Journal] // Design Studies. - 2001. - Vol. 22. - pp. 409-424.
- De Lit P. G. and Delchambre A.** Integrated Design of a product family and its assembly system [Book]. - Massachusetts : Kluwer Academic Publishers, 2003.
- Dechezelles J-J and Huttin G.** PROTEUS: A Multimission Platform for Low Earth Orbits [Journal] // Air & Space Europe. - 2000. - 1 : Vol. 2. - pp. 77-81.
- Du X., Jiao J. and Tseng M. M.** Architecture of product family: Fundamentals and Methodology [Journal] // Concurrent Engineering: Research and Application. - 2001. - 4 : Vol. 9. - pp. 309-325.
- Forest W. M.** Interoperability of the GPS and Galileo Timescales for Positioning and Metrology [Conference] // European Frequency and Time Forum. - 2004. - Vol. 18. - pp. 468-475.
- Fricke E. and Schulz A. P.** Design for Changeability (DfC): Principles to enable changes in system throughout their entire lifecycle [Journal] // System Engineering. - 2005. - 4 : Vol. 8.
- Galeazzi C.** Prima: A new competitive small satellite platform [Journal] // Acta Astronautica. - 2000. - 2-6 : Vol. 46. - pp. 379-388.

Gonzalez-Zugasti J. P., Otto K. N. and Baker J. D. A Method for Architecting Product Platforms [Journal]. - 2000. - Vol. 12. - pp. 61-72.

Gonzalez-Zugasti J. P., Otto K. N. and Baker J. D. A Method for Architecting Product Platforms [Journal] // Research in Engineering Design. - 2000. - Vol. 12. - pp. 61-72.

Grivel C. [et al.] Proteus: European Standard for small satellites [Conference] // Small Satellites System and Services, 5th International Symposium. - La Boule, France : [s.n.], 2000.

INPE Multimission Platform: Data Package for System Requirements Review [Journal]. - 2001. - Brazilian National Institute for Space Research (INPE) - internal document.

Meyer M. and Lehnerd A. P. The product family and the dynamics of core capability [Journal] // Sloan Magazine Review. - 1993. - pp. 29-47.

Meyer M. and Utterback J. The power of product platform - building value and cost leadership [Book]. - New York : Free Press, 1997.

Pine B. J. Mass customization: The new frontier in business competition [Article] // Harvard Business School Press. - 1993.

Rougeron M. CNES Minisatellite Missions/Les Missions Proteus [Conference] // Small Satellites Systems and Services, 5th International Symposium. - La Boule, France : [s.n.], 2000.

Simpson T. W. Product platform design and customization: Status and promise [Journal] // Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing. - 2004. - 1 : Vol. 18. - pp. 3-20.

Simpson T. W., Maier J. R. A. and Mistree F. Product platform design and customization: Status and promise [Journal] // Research in Engineering Design. - 2001. - 1 : Vol. 13. - pp. 2-22.

Suh N. P. Principles of Design [Book]. - [s.l.] : Oxford University Press, 1990.

Ulrich K. The Role of product architecture in the manufacturing firm [Journal] // Research Policy. - 1995. - 3 : Vol. 24. - pp. 419-440.

APÊNDICE F

ARTIGO APRESENTADO NO 62nd IAC CAPE TOWN, SA

***ARCHITECTING METHOD TO ASSESS CONCEPTUAL DESIGN OF
PLATFORM BASED SATELLITES***

**ARCHITECTING METHOD TO ASSESS CONCEPTUAL DESIGN OF
PLATFORM BASED SATELLITES**

Otavio Luiz Bogossian
National Institute for Space Research (INPE), Brazil, otavio.bogossian@gsr.inpe.br

Geilson Loureiro¹, Roberto V. F. Lopes²

This paper aims to propose a systems architecting method to assess and guide the conceptual design of platform based solutions for satellite space applications. The method helps the developers to assess the platform *comprehensiveness* in terms of possible missions and to assess the platform *changeability* to achieve future missions with a minimum impact in terms of modifications. *Comprehensiveness* aims to balance platform comprehensiveness attributes in terms of missions and the platform efficiency, based on the additional mass necessary to comply with space environment requirements like drag, radiation, torque, etc. The more over dimensioned, the less efficient is the satellite. *Changeability* attributes applicable to the platform aims to implement parameters like robustness, flexibility, agility, etc. showing the capacity of the platform to comply, fast and with minimum modifications, with the future missions. *Comprehensiveness* will be exemplified with a real case, the Multi-Mission Platform (PMM) conceptual design. Conclusions are that the method promotes a great enhancement on the productivity of platform based solutions conception while increasing the quality of the conceptual phase results.

I. INTRODUCTION

The family of products concept became relevant with the transformation of the concept of mass production into mass customization aiming to comply with individual client needs [1]. The segmentation market grid based on platform was introduced [2] as the way to leverage the family of products across different market niches. *Meyer and Utterback (1993)* [3] attempt to map the evolution of a given product family based on platform by means of extensions and upgrades. The family is a set of similar products obtained from a common platform, given to each product the functionalities required by specific clients [2].

The space context has specific characteristics such as the complexity of the products and the very low production volume. It was remarked [4] that space products are designed to comply with a particular mission, being the product, designed for this mission contrasting with other general application in which they are designed for a market niche. The space product referenced in this paper is a satellite. The satellite is composed of the payload (components to implement the specific satellite mission) and the bus (*i.e.* house-keeping or services functions). The bus is usually divided into sub-systems, each one for a specific discipline (structure, power, communication, on board data handling, etc.) [5-10].

Each sub-system is composed of several equipments (*e.g.* power sub-system: batteries, solar array, regulators, DC-DC converters, etc.). The space products designed according to *Meyer and Lehnerd(1997)* [2] premises are those composed of a common platform that includes usually the same components to all space products (satellites) and a set of specific components that characterize each particular product and mission. The platform for a satellite is usually composed by all components necessary to guarantee the satellite operation (structure, thermal, power, on board data handling, attitude control, communication for control purpose, propulsion, etc.). The mission specific components (payload) include scientific experiments, cameras (Earth or Sun observation), communication for the specific application, sensors, etc. [5-8, 10-11].

This paper aims to present and justify the elements of a method for assessing space low Earth orbit platform development while it is being developed, to guide the various decision making points. This paper has the following specific objectives:

- a) To explain the space platforms development process;
- b) To introduce the *Comprehensiveness Balance for Efficiency (CBfE)* elements of the method demonstrating a real case;
- c) To introduce the adaptation of the aspects and principles of *Design for Changeability (DfC)* for space platforms case as a part of the method;

¹INPE, Brazil, geilson@lit.inpe.br

²INPE, Brazil, roberto.lopes@dss.inpe.br

- d) To expose the principles of the method utilization;
- e) To present the method status and future work.

The method will be developed in two parts, the first for the *CBfE* and the second for the *DfC*. This paper covers in more detail the first part of the method.

In order to achieve the specific objectives, this paper is organized as following: Section 2 presents the development approach for platforms in general application and for space platforms; Section 3 presents the *CBfE* elements with an application example; Section 4 presents the *DfC* elements; Section 5 shows method utilization and Section 6 draws some conclusions and sets up some further work.

II. DEVELOPMENT PROCESS FOR SATELLITE FAMILY BASED ON PLATFORMS

The development process is an important premise considering it defines how well we know the family of products to be produced.

Bogossian and Loureiro (2011) [12] concluded that the product family could be defined based on design methods (modularity, platform based, *configurational* or scalable), based on generation of product variety to target market niches and based on technical aspects for improving the product process, stock reduction and component reutilization promotion.

In the space context, the most common approach to develop a mission is the independent development [4] of the main product (satellite), which means a product developed for specific mission requirements. The number of recurring products is very limited, usually of one or two units. There are some exceptions like the GPS (24 satellites and an additional number of replenishment satellites) and Galileo (27 satellites and 3 spares) constellations [13], where the satellites are placed in different orbits and phases.

The satellite platform concept was adopted by some space programs to exploit common aspects of the products (satellite), from one mission to another. In general, the space agencies do not have a complete view of the satellite family to be generated before the platform design. However, they aim to increase the reutilization of the common part (platform) as much as possible when future missions are defined.

Gonzalez-Zugasti (2000) [4] mentioned that the main benefits of a platform adoption are the development, manufacturing and operation costs by means of the reutilization and scale economy. As a drawback a lower performance or efficiency is obtained when compared with a specific development. He also remarks the need of product flexibility to comply

with new requirements and also be economically feasible.

Mosffatto (1999) [14] has remarked that the platform concept has several benefits but also some drawbacks, one of them is the open architecture necessary to define new products will produce heavier products.

Boas and Crawley (2006) [15] presented a very particular example of simultaneous development applied to a family of fighter planes (Joint Strike Fighter program) to define the platform for the fighters. They presented a second example, a sequential development process, in contrast with the previous one. The Boeing 777 platform was designed at the same time as the first product. According to *Boas and Crawley (2006)* [15], this second approach has the inconvenience of making the first plane a strong reference for the platform design that could cause problems for the future planes. This approach is easier to adopt due to long development process and difficulties to define the different members of the family.

Bogossian and Loureiro (2011) [12] concluded that the sequential approach is often applied to the development of multi-mission satellite platforms demonstrated by missions like Jason 1 using CNES PROTEUS platform [5, 11, 16], Demeter mission using CNES Myriade Product Line platform (called previously Ligne de Produits Micro-satellite [7]) [8, 17]. and 1998, SkyMed/COSMO mission using ASI/Alenia PRIMA platform [9].

During or after the platform design, the space agencies define a certain number of space missions based on platform flexibility and constraints [9-11, 15] like covered orbits, pointing accuracy, launchers, lifetime, mass and power limit for the payload, etc.

III. COMPREHENSIVENESS BALANCE FOR EFFICIENCY

Comprehensiveness Balance for Efficiency (CBfE) in this context aims to balance the mission attributes and the platform efficiency based on the additional mass necessary to cover space environment requirements like drag, radiation, torque, etc. The more over dimensioned, the less efficient is the satellite. The mass was chosen to measure inefficiency because is a very important design currency, limited by the launcher. The more mass the platform need the less mass the payload could carry.

As shown previously, the platforms are conceived with certain flexibility and constraints. For the platform equipments significantly affected by this flexibility, the method will determine the variation of capacity necessary to cope with the various scenarios covered by the platforms. The capacity considered for each equipment is always that one that affect

significantly the equipment mass. The equipments (and their capacities) considered in this paper are the fuel tank (kg of fuel), the reaction wheels (angular momentum in Nms), the torque rods (Am^2), the solar array generator (surface m^2) and the battery (Ah). It includes also the capacity of the electronic components to cope with the radiation environment (kRad). The method will capture the inefficiency through the worst case of capacity difference converted to mass for the considered conditions.

3.1. Cases and premises

In order to assess the mission *CB/E* it is necessary to cover the range considered by the platform projects, reducing when possible, the number of cases. The multi-mission platforms considered to define the scope [7, 9-10, 18]. were Myriade (Centre Nationale d'Études Spatiales - CNES), Proteus (CNES), Piattaforma Riconfigurabile Italiana Multi-Applicativa - PRIMA (Agenzia Spaziale Italiana - ASI/Alenia Aerospazio) and Piattaforma Multi-Missão - PMM (INPE). A set of compatible parameters were obtained from the considered reference platforms. A reduced range of more applicable cases were defined and the result is the following:

- a) Only circular orbits (low eccentricity);
- b) Three altitudes, 400 km, 700 km and 1500 km;
- c) Three equatorial/low inclination orbits, 0° , 12° and 25° ;
- d) Three SSO orbits altitudes/inclinations with two descending node crossing time each one, 10:00 am and 12:00 am;
- e) Two pointing target, Nadir and Solar;
- f) Satellite configurations with one or two SAG wings;
- g) Satellite with a parallelepiped shape.

Some combinations were excluded from the previous list. The 400 km is too low for solar pointing and SSO orbits are Nadir pointing exclusively. For each considered orbit, an assessment of the environmental characteristic that could affect the platform equipments was taken into account. Equipments that do not depend on the environment were considered only with respect to the electronic component radiation hardness (transmitters, on board computer, etc.). Payload equipments are not part of the platform and were not considered.

The thermal control of the low orbit platforms are normally passive, with heaters placed when necessary and, as a consequence, the solution should be defined in a case by case basis. This study will not consider the thermal dimensioning as part of the platform but a

specific component to each mission as considered for Myriade platform [8].

The platform, as a common core of a satellite family of products, shall be able to be launched at any time of the Solar Cycle. For this reason it was considered always the worst case.

Some equipment, with respect to a specific environmental effect, will be classified here as a *Multiple Source Dimensioning* (MSD) because they have its dimensioning based on a budget of several effects. Other equipments will be classified as *Single Source Dimensioning* (SSD) for a single effect. The capacity of the MSD equipments will consider only the specific need to face the environment being considered (e.g. atmospheric drag). For the reaction wheels only the angular momentum (Nms) necessary to compensate the atmospheric drag torque will be considered. From this angular momentum a specific capacity (kg/Nms) will be used to determine the mass. The specific mass will be based on three different equipment models. For the SSD market available equipments, a minimum size is established according to the capacities available in the market. For the orbits that require less capacity than the minimum size, it will not be considered the inefficiency associated to this difference. Only when a higher capacity is necessary will be considered as inefficiency and for this complement, the specific capacity will be adopted. The SSD will be the case of the torque rods, dimensioned exclusively to unload the reaction wheel and the case of electronic components with respect to the *Total Ionized Dose* (TID).

In some cases it was necessary to consider payload characteristics. This was the case of the drag when the satellite dimensions have to be taken into account and was adopted a payload envelope.

3.2. Multi-Mission Platform application

The PMM project [10] began in 2001 at INPE with the objective of providing the necessary mean of producing low Earth orbit satellites in a reduced time and cost. The satellite considered for the first mission at that time was the Remote Sensing Satellite (SSR). At the present, the first satellite is the Amazonia-1, a remote sensing satellite planned to be launched in 2013 and shown in Figure 1. The satellite dimensions are $2.35 \times 0.95 \times 0.95\text{m}$. The total mass is 550 kg and the platform mass is around 300 kg. The satellite has always two wings with a total surface of 6.3 m^2 with SADA (Solar Array Drive Assembly) to rotate the wings.

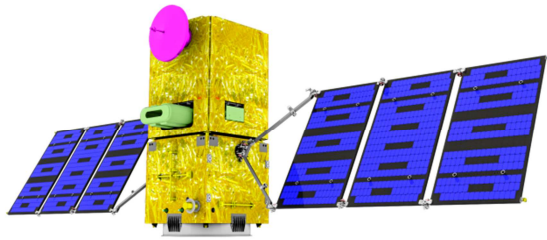


Figure 1

3.3. Environmental effect on components and equipments

For each equipment and for the electronic components, it will be determined the capacity necessary for the considered cases. For each one will be determined the amount of capacity, converted in mass. For the example (PMM), presented always in yellow in the tables, an interpolation was considered for the specific orbit limits. In some cases it was necessary to consider the pointing target (Earth or Sun) and the number of solar array generator wings (1 or 2 wings) because they affect the dimensioning.

a) Total Ionized Dose (TID)

The TID impact will be determined for each orbit in terms of krads on silicon components.

For equipments developed specifically for the platform, the electronic components will be considered shielded by the box and by the platform structure. Market provided equipments will be considered with its TID specification and the platform structure shielding. With respect to the TID, all equipments will be considered as SSD, as a consequence, a minimum krads value was established. When the TID of the environment exceed the component specification, a number of aluminum plates must be added to increase the shielding up to the required level, capturing the inefficiency. The method requires as input the lifetime, component TIDs, number of plates to be inserted over/under the boards and a dimensioning margin. The simulation was performed using Spenvis [19]. Table 1 shows the result of the method application for TID determination. The electronic components in the PMM project were dimensioned for the worst case but in this study it was necessary to reduce the TID definition to capture the inefficiency.

Table 1

TOTAL IONISED DOSE						
ORBIT	INC	ORBIT ALTITUDES			PMM	
		400 (kg)	700 (kg)	1500 (kg)	600 (kg)	1200 (kg)
EQU	0	0,00	0,00	17,38	0,00	10,86
LOW INC	12	0,00	0,00	44,71	0,00	27,94
LOW INC	25	0,00	0,00	29,56	0,00	18,48
SSO 10H		0,00	0,00	21,35	0,00	13,34
SSO 12H		0,00	0,00	17,38	0,00	10,86
Max:		27,9	Min: 0,00		Ineff: 27,94	

b) Aerodynamic torque

The atmospheric drag is one of the environmental conditions that will affect the reaction wheels dimensioning in terms of angular momentum (*). It is considered here as MSD. The simplified atmospheric model adopted [20] varies the density exclusively with the altitude. It was considered 2600 K as exospheric temperature. The reaction wheel mass is strongly dependent on the capacity to store the angular momentum, for a given maximum rotation speed. Some of the input parameters are: the number of orbits that has to be stored by the wheel, the number and surface of the wings (W), the surface of the satellite, the number of wheels, centers of pressure and mass and a dimensioning margin. Table 2 shows the masses necessary for the different orbits, considering only the two wings case (W=2) implemented by the PMM and four wheels.

Table 2

REACTION WHEEL MASS									
ORBIT	INC	POINT	W	ORBIT ALTITUDES			PMM		
				400 (kg)	700 (kg)	1500 (kg)	600 (kg)	1200 (kg)	
EQU	0°	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	0,55	0,05	0,00	0,12	0,00	
LOW INC	12°	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	0,55	0,05	0,00	0,12	0,00	
LOW INC	25°	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	0,55	0,05	0,00	0,12	0,00	
EQU	0°	SOLAR	1		0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		0,78	0,00	1,78	0,01	
LOW INC	12°	SOLAR	1		0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		0,77	0,00	1,79	0,01	
LOW INC	25°	SOLAR	1		0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		0,77	0,00	1,85	0,02	
SSO		NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	0,55	0,05	0,00	0,12	0,00	
SSO		NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	0,55	0,05	0,00	0,12	0,00	
Max:		1,85	Min: 0,00		Unit: 1,85		Ineff: 7,41		

c) Drag

The atmospheric drag is one of the environmental conditions that will affect the amount of propellant necessary to keep the orbit (*). The fuel tank is considered a MSD. Some of the input parameters are: I_{sp} , number of wings, satellite surfaces and dimensioning margin. Table 3 shows the fuel tanks mass necessary for the reference cases and for the PMM. Figure 2 shows the curve used in this paper to estimate the tank mass for PMM.

Table 3

TANK MASS									
ORBIT	INC	POINT	W	PMM					
				400	700	1500	600	1200	
				(kg)	(kg)	(kg)	(kg)	(kg)	
EQU	0°	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	48,38	4,52	0,05	11,64	0,32	
LOW INC	12°	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	48,38	4,52	0,05	11,64	0,32	
LOW INC	25°	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	48,38	4,52	0,05	11,64	0,32	
EQU	0°	SOLAR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		5,69	0,07	7,37	0,20	
LOW INC	12°	SOLAR	1		0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		5,66	0,07	7,42	0,20	
LOW INC	25°	SOLAR	1		0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		5,58	0,07	7,21	0,20	
SSO 10H		NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	48,38	4,52	0,05	11,64	0,32	
SSO 10H		NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	48,38	4,52	0,05	11,64	0,32	
Max:				11,6	Min:		0,20	Ineff:	11,44

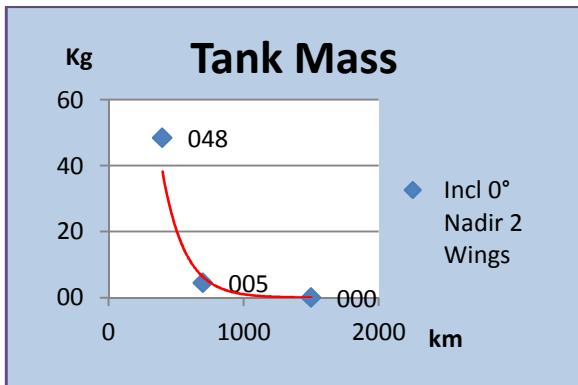


Figure 2

d) Magnetic field

The Earth magnetic field will be used to dimensioning the torque rods (*) to unload the reaction wheels. The torque rod is considered SSD and a minimum value was established. Table 4 shows the torque rod mass for the reference cases and the estimation for PMM orbits.

Table 4

TORQ RODS MASS									
ORB	INC	POINT	W	ORBIT ALT.			PMM		
				400	700	1500	600	1200	
				(kg)	(kg)	(kg)	(kg)	(kg)	
EQU	0	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	1,23	0,26	0,00	0,58	0,41	
LOW INC	12	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	2,16	0,26	0,01	0,69	0,41	
LOW INC	25	NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	0,77	0,09	0,00	0,41	0,41	
EQU	0	SOLAR	1		0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		0,59	0,00	1,09	0,41	
LOW INC	12	SOLAR	1		0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		0,59	0,00	1,02	0,41	
LOW INC	25	SOLAR	1		0,00	0,00	0,00	0,00	
			2		0,71	0,00	1,30	0,41	
SSO		NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	0,30	0,04	0,00	0,41	0,41	
SSO		NADIR	1	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	
			2	0,30	0,04	0,00	0,41	0,41	
Max:			1,3	Min:			0,41	Unit:	0,89
Ineff:						3,58			

e) Sun

For each case it was determined the amount of solar panel necessary to provide the minimum power established by the platform (*). The SAG is considered a SSD but is not a commercial product and is designed specifically for the platform, as consequence, no minimum value was established. For the SAG it was considered a fixed mass per wing (yoke, hold-down, etc.) and a variable mass with the specific capacity associated. Some inputs are taken into account as the efficiencies and wing maximum surface. Table 5 shows the SAG mass for each of the reference case and for the PMM.

Table 5

SOLAR ARRAY GENERATOR - SAG								
ORBIT	INC	POINT	ORBIT ALTITUDES			PMM		
			400 (kg)	700 (kg)	1500 (kg)	600 (kg)	1200 (kg)	
EQU	0°	NADIR	24,57	23,66	22,28	23,92	22,72	
LOW INC	12°	NADIR	25,79	24,85	23,12	24,95	23,54	
LOW INC	25°	NADIR	28,54	26,63	24,17	27,09	24,82	
EQU	0°	SOLAR		15,76	14,49	16,02	14,84	
LOW INC	12°	SOLAR		15,31	12,48	15,98	13,27	
LOW INC	25°	SOLAR		14,56	12,63	14,06	12,36	
SSO 10H		NADIR	25,76	23,96	23,11	24,70	23,37	
SSO 12H		NADIR	23,60	22,83	21,67	23,02	22,00	
Max:		27,1	Min:		12,36	Ineff:		14,73

f) Eclipse

The eclipse duration was determined for each orbit being the basic environmental factor to dimension the battery capacity. The battery is considered a SSD but as it is a developed product based on off the shelf accumulators, it is possible to implement the necessary configuration adopting several strings, composing the necessary capacity. Inputs considered are efficiencies, minimum bus voltage, mean DoD (Depth Of Discharge). Table 6 shows the mass battery necessary for the reference cases and for PMM.

Table 6

BATTERY								
ORBIT	INC	ORBIT ALTITUDES			PMM			
		400 (kg)	700 (kg)	1500 (kg)	600 (kg)	1200 (kg)		
EQU	0°	13,58	13,52	13,13	13,44	13,19		
LOW INC	12°	13,58	13,28	13,13	13,41	13,18		
LOW INC	25°	16,38	13,29	13,13	14,71	13,18		
SSO 10H		13,18	12,75	11,74	12,79	12,03		
SSO 12H		13,55	12,60	12,45	13,03	12,49		
Max:		14,7	Min:		12,03	Ineff:		2,68

(*) For some cases it was necessary to perform simulations using the STK software [21].

3.4. Status and Final Results

The present method version is not implementing yet the scalability, a mechanism that allows increase the efficiency by the adoption of equipment with different capacities. This approach was adopted widely by PRIMA [9] and specifically for the solar wings by PMM [10]. It has not also been considered yet the effect on the structure due to the adoption of several launchers.

Based on Table 7 it is possible to conclude that 12% of the satellite and 23% of the platform masses are the cost of the comprehensiveness adopted by the PMM platform. With this result the designer could adjust the scope (orbits, configuration, pointing) and

observe the sensibility of the percentage of mass to the variation of each parameter.

Table 7

PMM TOTAL	
COMPONENT	INEFF. MASS (kg)
TANK	11,44
WHEELS (4 units)	7,41
TORQUE RODS (4 units)	3,58
SAG	14,73
BATTERY	2,68
SHIELDING	27,94
VARIABLE MASS	67,8
PMM SATEL. MASS	555,0
% VAR. SAT. MASS	12%
PMM PLATF. MASS	300
% VAR. PLAT. MASS	23%

Considering the number of inputs for each platform assessment, the method result is to be used as a tool to adjust the comprehensiveness versus efficiency instead of being used as a figure of merit to compare platforms.

IV. DESIGN FOR CHANGEABILITY

It was proposed by Fricke & Schulz [22] a *Design for Changeability (DfC)* to challenge the technological and market dynamics which frequently includes new clients, as well as, the changing of the products environment (cell phones services, GPS, Wi-Fi, etc.). They stated that during the design phase, the possibility to change the design should be kept open as late as possible. They considered also modifying the product during the operation/utilization phases. In the space context, considering the development process stated in Section 2, the long development time, the conservativeness of the space applications, the complexity and high cost of the products, it is important to avoid big impact of modifications on the platform from the satellite payload or environmental conditions. The same aspects and principles (DfC terms) [22] considered in the *Design for Changeability* was taken as a starting point. Those considered applicable for the space platform design are listed below.

a) Robustness

Ability to be insensitive to different environments. This aspect is applicable to the space platforms, considering the platforms will be used in different mission with different launchers, space environment and mission requirements.

b) Flexibility

Ability to be easily changed. This aspect is applicable to the space platforms, considering the platforms are very complex and expensive. The modifications on

the platform should be always easily implemented, keeping the cost under an independent development one.

c) Agility

Ability to be quickly changed. This aspect is also applicable to the space platforms. The same reasons explained for the flexibility are valid for agility, complemented with the space platforms are strongly dependent of a high cost manpower.

According to the *DfC*, the aspects are to be implemented by *Basic and Extended Principles*. Some of these principles correspond to axioms established by other authors [23]. The principles considered applicable to the space platforms are the following:

a) Ideality/Simplicity

This principle aims to reduce the system complexity. It is applicable considering that all satellite are complex systems with several interfaces, functions and components to be integrated with strong constraints in volume, mass and power. The reduction of the complexity will reduce the effect of the changes.

b) Independence

This principle aims to minimize the impact of changes in one component with respect to the others. This principle is applicable to the space platforms by avoiding impacts from the specifics components (mainly payload) into the platform and also by avoiding to propagate the changes among platform components.

c) Modularity/Encapsulation

This principle aims to build a system architecture that clusters the system functions into various modules (components) while minimizing the coupling among them (loose coupling) and maximizing the cohesion within the module. This principle is applicable considering that the specific and platform components need to be decoupled as much as possible.

d) Integrability

Compatibility and interoperability among the interfaces and adoption of interface standards (proprietary or open systems). This principle is applicable mainly for the power bus and on-board data interfaces that are necessary for almost all the components. This principle was implemented in some platforms on the on-board data handling subsystem that interfaces with almost all components using a standard bus [9-10, 16].

e) Decentralization

This principle is characterized by the distribution of control, information, resources, architecture attributes or properties among the components. This principle is applicable mainly to the power bus and on-board data handling.

V. METHOD UTILIZATION

The method is designed to be used at beginning of the conception phase (conception, phase A, system requirements phase, etc.) and will provide an architecture assessment as a result from the *DfC*. From the *CBfE*, the method will provide the price in terms of mass, of the covered missions and configurations.

The method will be based on spreadsheets without the necessity to perform simulations to assess the platform. The necessary simulations were performed during the method design phase for all considered cases.

The user shall define which conditions and configuration are covered by the platform that is being designed. He shall provide the necessary parameters as method input, parameters that normally are available during the phase to which the tool was designed.

VI. CONCLUSIONS AND FURTHER WORK

The development process usually adopted for platform design was presented as context and premises for the method development. The main elements of the *CBfE* part of the method were presented and illustrated by a real application. Derived from the platform general application, the *DfC* basic elements applied to the space platforms was presented. It also was shown the method utilization, defining the phase and simplicity to be used.

With the implemented part of the method (*CBfE*) it is possible to conclude that the method will provide the cost in terms of inefficiency of a certain comprehensiveness allowing the designer to pay only for those missions that are really necessary or those that are potential but with low cost, enhancing the productivity of the platform during the conceptual phase.

To finalize the method development, further work is necessary. With respect to *CBfE*, it is necessary to implement the scalability as a way to capture the reduction of inefficiencies implemented by some platforms. It also is necessary to capture the structure inefficiency by the adoption of several launchers. With respect to *DfC*, it is necessary to define an objective way to assess the platform architecture with respect to the presented aspects and principles.

REFERENCES

- [1] **Pine, B. J.** - Mass customization: *The new frontier in business competition (1993)*. Boston: Harvard Business School Press.
- [2] **Meyer, M. and Lehnerd, A. P.** - The power of product platform – building value and cost leadership (1997). New York: Free Press.
- [3] **Meyer, M. and Utterback, J.** - The product family and the dynamics of core capability. *Sloan Management Review, Spring 1993*, 29-47.
- [4] **Gonzalez-Zugasti, J. P.; Otto K. N. and Baker J. D.** - A Method for Architecting Product Platforms. *Research in Engineering Design (2000) 12:61-72*.
- [5] **Aerospatiale and Sextant** – Aerospatiale/Sextant Avionique brochure. *Filière Proteus CNES. Octobre 1995*.
- [6] **Alary, D. and Lambert, H.** - The Myriade product line, a real success story. *ACTA Astronautica (2007) 61*, 223-227.
- [7] **Buisson, F., Cussac, T., Lassalle-Balier, G., Laurens, A., Ledu, M., Llorens, J-C and Chadoutaud, P.** – La ligne de produits Microsatellite du CNES. *Small Satellites Systems and Services, 4th International Symposium, 14-18 September 1998, Antibes – San Juan Les Pains France*.
- [8] **Bouzat, C.** – CNES Microsatellite Product Line, an approach for innovation - *Small Satellites Systems and Services, 5th International Symposium, 19-23 June 2000, La Boule France*.
- [9] **Galeazzi, C.** - Prima: A new, competitive small satellite platform. *Acta Astronautica 2000 Vol. 46, Nos. 2-6*, 379-388.
- [10] **INPE** - Multimission Platform: Data Package for System Requirement Review, August, 10th 2001, INPE's internal document.
- [11] **Dechezelles, J-J and Huttin, G.** – PROTEUS: A Multimission Platform fo Low Earth Orbits. *Air & Space Europe (2000), Vol. 2 N° 1*, 77-81.
- [12] **Bogossian, O. L. and Loureiro, G.** – Attributes Balance on the Adoption of Platform Based Solutions for Satellites. Concurrent Engineering Proceedings 2011, July 5-8th, 2011, MIT, Cambridge, MA, USA.
- [13] **Forrest, W. M.** – Interoperability of the GPS and Galileo Timescales for Positioning and Metrology. *European Frequency and Time Forum (2004), 18th (468-475)*.
- [14] **Mosffatto, M.** - Introducing a platform strategy in product development. *Int. J. Production Economics* 60-61 (1999) 145-153.
- [15] **Boas, R. C. and Crawley, E. F.** - Extending Platforming to the Sequential Development of System Families. *INCOSE 2006 – 16th Annual International Symposium Proceedings*.
- [16] **Grivel, C., Douillet, F., Huiban, T., Saint, H., Bailion, Y., Terrenoire, P. Schrive, J. and Lazard, B.** – Proteus: European Standard for small satellites, *Small Satellites Systems and Services, 5th International Symposium, 19-23 June 2000, La Boule France*.
- [17] **Cussac, T.;Buisson, F. and Parrot, M.** – The Demeter Program: Mission and Satellite Description – Early in Flight Results. *55th International Astronautical Congress 2004 IAC-04-IAA.4.11.2.04. Vancouver, Canada*.
- [18] **Rougeron, M.** – CNES Minisatellite Missions / Les Missions Proteus - *Small Satellites Systems and Services, 5th International Symposium, 19-23 June 2000, La Boule France*.
- [19] **SPENVIS** – Space Environmental Information System, ESA, <http://www.spennis.oma.be/intro.php>.
- [20] **Jacchia, L. G.** – Thermospheric Temperature, Density and Composition: New Model. March, 1977.
- [21] **Software Satellite Took Kit** (STK Analytical Graphics, Inc.) version 8.12 Expert Edition.
- [22] **Fricke, E. and Schulz, A. P.** – Design for Changeability (DfC): Principles To Enable Changes in Systems Throughout Their Entire Lifecycle. *System Engineering, Vol. 8, N° 4, 2005*.
- [23] **Suh, N. P** – Principles of Design (1990). *Oxford University Press New York*.