



Ministério da  
**Ciência, Tecnologia  
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2011/08.09.01.46-TDI

**DESENVOLVIMENTO DE UMA METODOLOGIA  
MULTIOBJETIVO PARA A OTIMIZAÇÃO DO LAYOUT  
DE EQUIPAMENTOS EM SATÉLITES ARTIFICIAIS**

Ana Paula Curty Cuco

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Fabiano Luis de Sousa, e Antônio José da Silva Neto, aprovada em 08 de setembro de 2011

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3A8D54H>>

INPE  
São José dos Campos  
2011

**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:**

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

**Membros:**

Dr<sup>a</sup> Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr<sup>a</sup> Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr<sup>a</sup> Regina Célia dos Santos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

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

Dr. Ralf Gielow - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr. Wilson Yamaguti - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr. Horácio Hideki Yanasse - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

**BIBLIOTECA DIGITAL:**

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

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

Deicy Farabello - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

**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-m19/2011/08.09.01.46-TDI

**DESENVOLVIMENTO DE UMA METODOLOGIA  
MULTIOBJETIVO PARA A OTIMIZAÇÃO DO LAYOUT  
DE EQUIPAMENTOS EM SATÉLITES ARTIFICIAIS**

Ana Paula Curty Cuco

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Fabiano Luis de Sousa, e Antônio José da Silva Neto, aprovada em 08 de setembro de 2011

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3A8D54H>>

INPE  
São José dos Campos  
2011

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

---

Cuco, Ana Paula Curty.

C891d Desenvolvimento de uma metodologia multiobjetivo para a otimização do layout de equipamentos em satélites artificiais / Ana Paula Curty Cuco. – São José dos Campos : INPE, 2011.  
xxx+127 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2011/08.09.01.46-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2011.

Orientadores : Drs. Fabiano Luis de Sousa, e Antônio José da Silva Neto.

1. Otimização de projeto. 2. Layout de satélites. 3. Otimização multiobjetivo. 4. Ambiente integrado. 5. Algoritmo genético.  
I.Título.

CDU 004.414.23

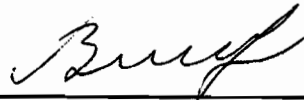
---

Copyright © 2011 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 © 2011 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.

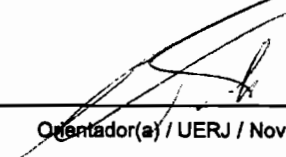
Aprovado (a) pela Banca Examinadora  
em cumprimento ao requisito exigido para  
obtenção do Título de Mestre em  
Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica  
Espacial e Controle

Dr. Valeri Vlassov Vladimirovich



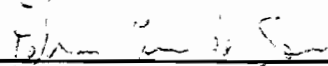
Presidente / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Antonio José da Silva Neto



Orientador(a) / UERJ / Nova Friburgo - RJ

Dr. Fabiano Luis de Sousa



Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Petrônio Noronha de Souza

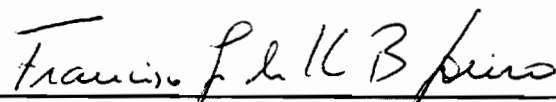


Membro da Banca / INPE / SJCampos - SP

Dr. Sebastião Eduardo Corsatto Varotto



Dr. Francisco José da Cunha Pires  
Soeiro



Convidado(a) / UERJ / Rio de Janeiro - RJ

Este trabalho foi aprovado por:

( ) maioria simples

(✓) unanimidade

Aluno (a): Ana Paula Curty Cuco

São José dos Campos, 08 de setembro de 2011



*“Ninguém é tão ignorante que não tenha algo a ensinar, nem tão sábio que não tenha algo a aprender.”*

*Blaise Pascal*





*À minha amada família.*



## **AGRADECIMENTOS**

Aos orientadores, Dr. Fabiano Luis de Sousa e Dr. Antônio José da Silva Neto pela orientação, apoio, motivação e paciência.

Aos amigos que contribuíram com as discussões técnicas e com muito incentivo, em especial, Tomás Wayhs Tech, Nadjara dos Santos, Giovanni Morais Teixeira e Antônio Bernardo Guimarães Neto. Sem o apoio de vocês, este trabalho não teria sido possível.

Às empresas ESSS e ESTECO pelo patrocínio da licença do software modeFrontier.



## RESUMO

Neste trabalho é proposta uma metodologia para a otimização do *layout* tridimensional dos equipamentos no interior de satélites artificiais, considerando propriedades de massa e de uniformidade de potência térmica dissipada sobre os painéis do satélite. Neste trabalho, o problema de projeto de *layout* do módulo de satélites ou SMLDP, sigla em inglês para *Satellite Module Layout Design Problem*, como é conhecido na literatura, foi formulado como um problema de otimização multiobjetivo sujeito a restrições. Especificamente, o objetivo foi desenvolver uma metodologia que possibilitasse encontrar, de forma automática, o posicionamento ótimo dos equipamentos no interior de satélites artificiais considerando como objetivos minimizar a diferença entre o centro massa da solução proposta e um centro de massa previamente especificado, minimizar a densidade de potência térmica sobre os painéis dissipada pelos equipamentos eletrônicos e minimizar os ângulos formados entre os eixos principais de inércia da solução proposta e os eixos de referência do sistema. Além disso, o *layout* não poderia apresentar interferência mecânica ou sobreposição entre os equipamentos. O procedimento de cálculo envolve ferramentas computacionais como Solidworks, Excel e Matlab acopladas em um ambiente integrado desenvolvido utilizando o software modeFrontier. O algoritmo genético multiobjetivo NSGA-II foi empregado como técnica de otimização. A viabilidade conceitual da metodologia foi avaliada em um problema teste e, depois de aprimorada, a mesma foi aplicada a um problema real: realizar a otimização do *layout* dos equipamentos da Plataforma Multimissão (PMM) do INPE. Os resultados obtidos demonstram que a metodologia proposta é bastante promissora para a fase de projeto conceitual.



# **DEVELOPMENT OF A MULTIOBJECTIVE METHODOLOGY FOR LAYOUT OPTIMIZATION OF EQUIPMENTS IN ARTIFICIAL SATELLITE**

## **ABSTRACT**

In this work, a methodology for tridimensional layout optimization of equipments inside artificial satellites considering requirements of mass properties and uniformity of the thermal power dissipated on the satellites panels is proposed. In this work, the Satellite Module Layout Design Problem (SMLDP), as it is known in the literature, was formulated as a multiobjective optimization problem subject to constraints. Specifically, the goal was to develop a methodology that can find automatically the optimal positioning of equipment inside artificial satellites considering as objectives minimize the difference between the center of gravity of the proposed solution and a pre-specified center of gravity, minimize the thermal power density dissipated by electronic equipments and minimize the angles between the principal axes of inertia of the proposed solution and the reference axes of the system. In addition, the layout could not have mechanical interference or overlap among the equipments. The calculation procedure involves computational tools such as Solidworks, Matlab and Excel coupled in an integrated environment developed using modeFrontier software. The multiobjective genetic algorithm NSGA-II was used as optimization technique. The conceptual feasibility of the methodology was first evaluated in a test problem and after improved, it was applied to a real problem: perform the layout optimization of equipments of Multimission Platform (PMM) of INPE. The results show that the proposed methodology is very promising for the conceptual design phase.





## LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
Figura 2.1 - Ciclo de vida de um Projeto Espacial.....	9
Figura 2.2 - Processo de estabelecimento da missão.....	10
Figura 2.3 - Exemplos de diferentes tipos de arquitetura mecânica de satélites, para a mesma missão de observação da Terra.....	11
Figura 2.4 - Subsistemas de um satélite artificial.....	12
Figura 2.5 - Processo iterativo o projeto conceitual de satélites artificiais.....	14
Figura 3.1 - Exemplo de uma função monomodal. (a) Forma da função e (b) Curvas de nível. ....	21
Figura 3.2 - Exemplo de uma função multimodal. ....	22
Figura 3.3 - Técnicas numéricas para problemas de otimização. ....	25
Figura 3.4 - Mapeamento entre o espaço das variáveis de projeto e o espaço das funções objetivo para um problema hipotético com duas variáveis de projeto e três funções objetivo.....	27
Figura 3.5 - Exemplos de Fronteira de Pareto (a) Convexa e (b) Não-Convexa. ....	28
Figura 3.6 - Representação de soluções dominadas (A e B) e não-dominadas (C e D). ....	28
Figura 3.7 - Exemplos de Fronteira de Pareto.....	30
Figura 4.1 - Analogia entre Evolução e Algoritmo Evolutivo.....	33
Figura 4.2 - Principais passos de um Algoritmo Evolutivo.....	34
Figura 4.3 - Esquema de codificação binária de uma solução candidata.....	36
Figura 4.4 - Indivíduos de uma população e a sua correspondente roleta de seleção.....	37
Figura 4.5 - Processo de Cruzamento.....	37
Figura 4.6 - Aplicação do operador de mutação.....	38
Figura 4.7 - Estrutura Básica de um Algoritmo Genético simples. ....	39
Figura 4.8 - Classificação da população pelo critério de não-dominância.....	41
Figura 4.9 - Algoritmo do NSGA.....	42
Figura 4.10 - Representação do crowding distance. ....	44

Figura 4.11- Procedimento do NSGA-II.....	46
Figura 4.12 - Algoritmo do NSGA-II.....	47
Figura 5.1 - Centro de gravidade de um corpo tridimensional.....	49
Figura 5.2 - Representação esquemática de um compartimento de um satélite com um equipamento.....	55
Figura 5.3 - Representação da contribuição da dissipação de potência térmica para cada uma das células.....	57
Figura 5.4 - Elemento volumétrico típico em um corpo rígido em rotação. ..	59
Figura 5.5 - Parametrização da localização dos equipamentos. ....	67
Figura 5.6 - Cenários para teste de $f_1$ . ....	69
Figura 5.7 - Cenários para teste de $f_2$ . 70	
Figura 5.8 - Situações com o mesmo valor da uniformidade de fluxo utilizando a Equação (5.56).....	71
Figura 5.9 - Cenários para teste de $f_3$ . ....	72
Figura 5.10 - Desalinhamento dos eixos principais de inércia (em vermelho) com relação aos eixos de referência (em azul) para os cenários (a), (b) e (c). ....	74
Figura 5.11 - (a) Modelo geométrico parametrizado. (b) Planilha contendo dados geométricos dos equipamentos e regras para posicioná- los.....	77
Figura 5.12 - Cálculo das propriedades de massa e interferência entre equipamentos.....	78
Figura 5.13 - Eixos coordenados deslocados para o CG e alinhados com o sistema de referência (em azul) e eixos principais de inércia (em vermelho). ....	79
Figura 5.14 - Processo de cálculo integrado. ....	80
Figura 6.1 - Verificação das intersecções entre os equipamentos. ....	82
Figura 6.2 - Representação bidimensional de um equipamento fora do limite do painel.....	83
Figura 6.3 - Fluxograma de otimização para o teste preliminar.....	86

Figura 6.4 - Fronteira de Pareto – resultado do teste preliminar. ....	87
Figura 6.5 - Representação da PMM em configuração de vôo. ....	89
Figura 6.6 - Vista explodida dos principais componentes da Plataforma Multimissão. ....	90
Figura 6.7- (a) Distribuição atual dos equipamentos no interior da plataforma (b) Desalinhamento dos eixos principais de inércia (em vermelho) com relação aos eixos de referência (em azul). ....	93
Figura 6.8 - Representação dos requisitos da PMM (a) para o Centro de Gravidade (b) para os eixos principais de inércia. ....	96
Figura 6.9 - Exemplo de distribuição dos pontos iniciais no espaço de projeto para (a) Bateria 1 (b) Roda de Reação 4 e (c) Computador Embarcado. ....	96
Figura 6.10 - Volume de interferência entre os equipamentos dos indivíduos da população inicial. ....	97
Figura 6.11 - Melhor configuração na população inicial. Em destaque, as interferências detectadas. ....	98
Figura 6.12 - Classificação das soluções. ....	98
Figura 6.13 - Redução do volume de interferência dos melhores indivíduos de cada geração. ....	99
Figura 6.14 - Número de soluções viáveis a cada geração. ....	99
Figura 6.15 - <i>Baseline</i> e Fronteira de Pareto para o <i>layout</i> dos equipamentos da Plataforma Multimissão. ....	101
Figura 6.16 - Comparativo entre <i>baseline</i> e melhores configurações para cada objetivo. ....	102
Figura 6.17 - Classificação das soluções após aplicação dos requisitos. ..	103
Figura 6.18 - <i>Baseline</i> e Fronteira de Pareto para o <i>layout</i> dos equipamentos da Plataforma Multimissão após aplicação dos requisitos. ...	104
Figura 6.19 - Comparativo entre <i>baseline</i> e melhores configurações para cada objetivo após aplicação dos requisitos. ....	105

Figura 6.20 - Volume de interferência entre os equipamentos dos indivíduos da população inicial considerando baterias em um mesmo painel.....	106
Figura 6.21 - Melhor configuração na população inicial considerando baterias em um mesmo painel. Em destaque, as interferências detectadas.....	107
Figura 6.22 - Classificação das soluções considerando as baterias em um mesmo painel.....	107
Figura 6.23 - <i>Baseline</i> e Fronteira de Pareto para o <i>layout</i> dos equipamentos da Plataforma Multimissão considerando as baterias em um mesmo painel.....	108
Figura 6.24 - Corte no plano x-z no eixo de simetria.....	109
Figura 6.25 - (a) Vista de topo e (b) Vista lateral.....	110
Figura 6.26 - (a) Centro de massa da melhor solução obtida para a primeira função objetivo e (b) Matriz de inércia no centro de massa do satélite.....	110
Figura 6.27 - Comparativo entre <i>baseline</i> e melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel.....	113
Figura 6.28 - Classificação das soluções considerando as baterias em um mesmo painel após aplicação dos requisitos .....	114
Figura 6.29 - <i>Baseline</i> e Fronteira de Pareto para o <i>layout</i> dos equipamentos da Plataforma Multimissão considerando as baterias em um mesmo painel após aplicação dos requisitos.....	115
Figura 6.30 - Comparativo entre <i>baseline</i> e melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel após aplicação do requisito.....	116

## LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 2.1 - Subsistemas de um satélite e suas principais funções. ....	12
Tabela 5.1 - Dados dos equipamentos utilizados para os testes das funções objetivo. ....	68
Tabela 5.2 - Resultados para o teste de $f_1$ . ....	69
Tabela 5.3 - Resultados para o teste de $f_2$ . ....	71
Tabela 5.4 - Resultados para o teste de $f_3$ . ....	73
Tabela 6.1 - Dados dos equipamentos hipotéticos. ....	85
Tabela 6.2 - Domínio das variáveis de projeto. ....	85
Tabela 6.3 - Dados dos equipamentos da PMM. ....	91
Tabela 6.3 - Dados dos equipamentos da PMM (continuação). ....	92
Tabela 6.4 - Resultados para o <i>baseline</i> . ....	94
Tabela 6.5 - Comparativo entre <i>baseline</i> e melhores configurações para cada objetivo. ....	100
Tabela 6.6 - Comparativo entre <i>baseline</i> e melhores configurações para cada objetivo após aplicação dos requisitos. ....	103
Tabela 6.7 - Comparativo entre <i>baseline</i> e melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel. .....	108
Tabela 6.8 - Comparativo entre <i>baseline</i> e melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel após aplicação dos requisitos. ....	113



## LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
SMLDP	<i>Satellite Module Layout Design Problem</i>
CBERS2	<i>China–Brazil Earth Resources Satellite</i>
SPOT 4	<i>Système Probatoire d'Observation de la Terre</i>
LandSat 7	<i>Land Remote Sensing Satellite</i>
PCDU	<i>Power Control &amp; Distribution Unit</i>
TT&C	<i>Telemetry &amp; Telecommand Transponder</i>
GPS	<i>Global Positioning System Sensor</i>
OBC	<i>On Board Computer</i>
SADA	<i>Solar Array Drive Assembly</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CAE	<i>Computer Aided Engineering</i>





## LISTA DE SÍMBOLOS

$A_{celula,j}$  [m<sup>2</sup>] - área da j-ésima célula

$A_{equipamento,i}$  [m<sup>2</sup>] - área do i-ésimo equipamento

$A_{intersecção,ji}$  [m<sup>2</sup>] - área de intersecção entre o i-ésimo equipamento e a j-ésima célula

$A_k$  [m<sup>2</sup>] - área do k-ésimo painel

$Ang_{XX\_calc}, Ang_{YY\_calc}, Ang_{ZZ\_calc}$  [°] - ângulos formados entre os eixos principais de inércia e os eixos coordenados

$Ang_{XX\_target}, Ang_{YY\_target}, Ang_{ZZ\_target}$  [°] - ângulos desejados entre os eixos principais de inércia e os eixos coordenados

$b_i$  [m] - largura do i-ésimo equipamento

$B_{painel}$  [m] - largura do painel

$CG$  [m,m,m] - centro de gravidade

$dP$  [kg·m/s<sup>2</sup>] - peso dos elementos infinitesimais

$dV$  [m<sup>3</sup>] - volume dos elementos infinitesimais

$\bar{D}_{cel}$  [W/m<sup>2</sup>] - dissipação de potência térmica média sobre o painel

$D_{celj}$  [W/m<sup>2</sup>] - somatório de  $D_{ij}$

$D_{dp}$  [W/m<sup>2</sup>] - desvio padrão da dissipação de potência térmica sobre o painel

$D_{ij}$  [W/m<sup>2</sup>] - dissipação de potência térmica do i-ésimo equipamento sobre a j-ésima célula

$D_j$  [W/m<sup>2</sup>] - dissipação de potência térmica sobre a j-ésima célula

$D_{ref}$  [W/m<sup>2</sup>] - dissipação de potência térmica de referência

$f_i(X)$  - i-ésima função objetivo

$f_1$  [m] - função objetivo que representa a distância entre o centro de gravidade calculado e o centro de gravidade desejado

$f_2$  [W/m<sup>2</sup>] - função objetivo que representa a densidade de potência térmica dissipada sobre os painéis

$f_3$  [°] - função objetivo que representa o alinhamento entre os eixos principais de inércia do satélite e os eixos de referência

$F(X)$  - vetor de funções objetivo

$FP_i$  - i-ésima Fronteira de Pareto

$F_y$  [kg·m/s<sup>2</sup>] - força na direção y

$g_j(X)$  - j-ésima restrição de desigualdade

$h_i$  [m] - altura do i-ésimo equipamento

$h_k(X)$  - k-ésima restrição de igualdade

$\hat{h}_k$  [m<sup>3</sup>] - volume total de interferência entre os equipamentos calculado utilizando o Solidworks

$H_Q$  [kg·m<sup>2</sup>/s] - momento angular de um corpo rígido girando em torno do ponto  $Q$

$H_x$  [kg·m<sup>2</sup>/s] - componente cartesiana x do momento angular

$H_y$  [kg·m<sup>2</sup>/s] - componente cartesiana y do momento angular

$H_z$  [kg·m<sup>2</sup>/s] - componente cartesiana z do momento angular

H - matriz Hessiana

$i_{distance}$  - distância média entre dois pontos de cada lado ao longo de cada objetivo.

$i_{rank}$  - classificação da Fronteira de Pareto

$I$  [kg·m<sup>2</sup>] - matriz de inércia

$Inter_{xij}$  [m] - interseções no eixo x ente o i-ésimo e o j-ésimo equipamentos

$Inter_{yij}$  [m] - interseções no eixo y ente o i-ésimo e o j-ésimo equipamentos

$Inter_{zij}$  [m] - interseções no eixo z ente o i-ésimo e o j-ésimo equipamentos

$Inter_{vol}$  [m<sup>3</sup>] - volume total de interferência entre os equipamentos calculado utilizando o modelo simplificado

$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  [ kg·m<sup>2</sup> ] - momentos de inércia

$I_{xy}, I_{yx}, I_{xz}, I_{zx}, I_{yz}, I_{zy}$  [ kg·m<sup>2</sup> ] - produtos de inércia

$l_i$  [ m ] - comprimento do do i-ésimo equipamento

$\ell_{ij}$  [ m ] - distância Euclidiana entre dois indivíduos  $i$  e  $j$

$L_{panel}$  [ m ]- comprimento do painel

$m_i$  [ kg ] - massa do i-ésimo equipamento

$m_i$  [ kg ] - massa da i-ésima partícula

$M_o$  [ kg·m<sup>2</sup>/s<sup>2</sup> ] - momento em relação à origem do sistema de referência

$N$  [-] - número de equipamentos do satélite a serem posicionados

$N_c$  [-] - número de células em que os painéis serão divididos

$N_p$  [-] - número de painéis do satélite

$N_{part}$  [-] - número de partículas

$O$  [ m, m, m ] - origem do sistema de coordenadas cartesianas

$p_i$  [-] - painel sobre o qual o i-ésimo equipamento será fixado

$P$  [ kg·m/s<sup>2</sup> ] - peso total de um corpo

$P_c$  [-] - probabilidade de cruzamento

$PE$  [-] - valor máximo entre os produtos escalares dos autovetores normalizados da matriz  $I$  e os vetores unitários

$\mathcal{P}_i$  [ W ] - potência dissipada pelo i-ésimo equipamento

$P_m$  [-] - probabilidade de mutação

$P_t$  - população corrente (pais)

$P_{t+1}$  - nova população de pais

$q_i$  [ m, m, m ] - ponto que localiza o centro do equipamento sobre um dado painel

$q_{1i}$  [ m, m ] - componente horizontal local do i-ésimo equipamento

$q_{2i}$  [ m, m ] - componente vertical local do i-ésimo equipamento

$Q_t$  - população de descendentes ou filhos  
 $Q_{t+1}$  - nova população e filhos  
 $\mathbf{r}_{CG}$  [m,m,m] - vetor-posição de  $CG$   
 $\mathbf{r}_v$  [m,m,m] - vetor posição de um elemento volumétrico  $dV$   
 $\mathbf{r}_i$  [m,m,m] - vetor posição da  $i$ -ésima partícula  
 $\dot{\mathbf{r}}_i$  [m/s,m/s,m/s] - vetor velocidade da  $i$ -ésima partícula  
 $r_{ij}$  [m] - distância euclidiana entre o centróide do  $i$ -ésimo equipamento e o centróide da  $j$ -ésima célula.  
 $R_t$  - população resultante da união das populações corrente e de filhos  
 $t$  [-] - número de gerações  
 $U_x$  [-,-,-] - vetor unitário na direção  $x$   
 $U_y$  [-,-,-] - vetor unitário na direção  $y$   
 $U_z$  [-,-,-] - vetor unitário na direção  $z$   
 $V$  [m<sup>3</sup>] - volume de um corpo  
 $V_i$  - autovetores normalizados da matriz  $I$   
 $Vol\_Inter_{ij}$  [m<sup>3</sup>] - volume de interferência entre o  $i$ -ésimo e o  $j$ -ésimo equipamento  
 $Vol_{Excedente}$  [m<sup>3</sup>] - volume total de equipamento que excede os limites geométricos dos painéis  
 $\bar{x}$  [m] - componente  $x$  do vetor  $\bar{r}$   
 $x_i$  [-] -  $i$ -ésima variável de projeto  
 $x_{ii}$  [m] - coordenada  $x$  mínima do  $i$ -ésimo equipamento  
 $x_{i\_inf}$  [m] - limite inferior da  $i$ -ésima variável de projeto  
 $x_{i\_sup}$  [m] - limite superior da  $i$ -ésima variável de projeto  
 $x_{fi}$  [m] - coordenada  $x$  máxima do  $i$ -ésimo equipamento  
 $x_{0i}$  [m] - coordenada  $x$  do centróide do  $i$ -ésimo equipamento  
 $X$  - vetor de variáveis de projeto

$X^*$  - vetor de variáveis de projeto para o qual  $F(X^*)$  é ótima  
 $XCG_{calc}$  [m] - coordenada x do centro de gravidade calculado do satélite  
 $XCG_{target}$  [m] - coordenada x do centro de gravidade desejado para o satélite  
 $\bar{y}$  [m] - componente cartesiana do vetor  $\bar{r}$  na direção y  
 $y_{ii}$  [m] - coordenadas y mínima do i-ésimo equipamento  
 $y_{fi}$  [m] - coordenada y máxima do i-ésimo equipamento  
 $y_{0i}$  [m] - coordenada y do centróide do i-ésimo equipamento  
 $YCG_{calc}$  [m] - coordenada y do centro de gravidade calculado do satélite  
 $YCG_{target}$  [m] - coordenada y do centro de gravidade desejado para o satélite  
 $\bar{z}$  [m] - componente cartesiana do vetor  $\bar{r}$  na direção z  
 $z_{ii}$  [m] - coordenadas z mínima do i-ésimo equipamento  
 $z_{fi}$  [m] - coordenada z máxima do i-ésimo equipamento  
 $z_{0i}$  [m] - coordenada z do centróide do i-ésimo equipamento  
 $ZCG_{calc}$  [m] - coordenada z do centro de gravidade calculado do satélite  
 $ZCG_{target}$  [m] - coordenada z do centro de gravidade desejado para o satélite

## Gregos

$\gamma$  [kg·m<sup>2</sup>/s<sup>2</sup>]- peso específico de um corpo  
 $\delta$  [m] - requisito para a distância máxima em torno do eixo longitudinal z  
 $\lambda_i$  [kg·m<sup>2</sup>] - autovalores da matriz  $I$   
 $\mu_j$  [-] - j-ésimo multiplicador de Lagrange  
 $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>] - densidade do volume elementar de um corpo  
 $\sigma_{share}$  [m] - máxima distância permitida entre quaisquer dois indivíduos para que pertençam ao mesmo nicho  
 $\varphi$  [°] - requisito para os ângulos entre os eixos principais de inércia e os eixos de referência

$\omega$  [rad/s] - velocidade angular absoluta de um corpo  
 $\omega_x$  [rad/s] - componente cartesiana x da velocidade angular  
 $\omega_y$  [rad/s] - componente cartesiana y da velocidade angular  
 $\omega_z$  [rad/s]- componente cartesiana z da velocidade angular  
 $\Delta P$  [ kg·m/s<sup>2</sup>] - peso dos elementos pequenos  
 $\Omega$  - região viável do espaço de projeto  
 $\nabla f(X)$  - gradiente da função objetivo  
 $\prec$  - operador de dominância  
 $\prec_n$  - operador de comparação

## SUMÁRIO

Pág.

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO.....</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>PROJETO DE SATÉLITES ARTIFICIAIS.....</b>	<b>9</b>
2.1	Metodologias Tradicionais para o Projeto Conceitual de Satélites Artificiais .....	13
2.2	Otimização de <i>Layout</i> Aplicada a Satélites Artificiais .....	15
<b>3</b>	<b>OTIMIZAÇÃO DE PROJETO.....</b>	<b>19</b>
3.1	Otimização Multiobjetivo.....	26
<b>4</b>	<b>ALGORITMOS EVOLUTIVOS .....</b>	<b>33</b>
4.1	Algoritmos Genéticos.....	35
4.1.1	<i>Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm</i> .....	40
4.1.2	Estimativa de Densidade no NSGA-II.....	44
4.1.3	Elitismo no NSGA-II .....	45
4.1.4	Tratamento de restrições.....	46
<b>5</b>	<b>METODOLOGIA PARA A OTIMIZAÇÃO DE LAYOUT EM SATÉLITES ARTIFICIAIS.....</b>	<b>49</b>
5.1	Posicionamento do Centro de Gravidade do Satélite .....	49
5.1.1	Corpos Compostos .....	53
5.2	Heurística para a determinação da uniformidade de potência térmica... 53	
5.2.1	Primeira abordagem para a determinação da uniformidade de potência.....	55
5.2.2	Segunda abordagem para a determinação da uniformidade de potência .....	56
5.3	Alinhamento dos eixos principais de inércia .....	58
5.4	Formulação do SMLDP como um problema de otimização multiobjetivo 65	
5.4.1	Verificação das funções objetivos .....	68
5.5	Desenvolvimento do procedimento de cálculo .....	75
<b>6</b>	<b>ESTUDO PRELIMINAR E APLICAÇÃO DA METODOLOGIA PROPOSTA A UM ESTUDO DE CASO .....</b>	<b>81</b>
6.1	Teste preliminar .....	81

6.1.1	Estudo de caso: Otimização multiobjetivo de <i>Layout</i> 3D utilizando dois painéis perpendiculares .....	85
6.2	Aplicação: Otimização do <i>Layout</i> dos equipamentos no interior da Plataforma Multimissão .....	89
6.2.1	Resultados da Otimização do <i>Layout</i> dos equipamentos no interior da Plataforma Multimissão com os Equipamentos Livres .....	94
6.2.2	Resultados da Otimização do <i>Layout</i> dos equipamentos no interior da Plataforma Multimissão com Baterias Unidas .....	106
<b>7</b>	<b>CONCLUSÕES .....</b>	<b>117</b>
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>123</b>



## 1 INTRODUÇÃO

O projeto de veículos espaciais é uma tarefa complexa devido ao seu caráter multidisciplinar, ou seja, deve-se considerar as interações entre os diversos componentes e subsistemas.

A concepção da arquitetura mecânica de satélites artificiais inclui o posicionamento de seus equipamentos, visando atender a determinados requisitos, tais como, resistência estrutural, balanço de massa, dissipação térmica dos equipamentos eletrônicos, interferências eletromagnéticas, entre outros. Tradicionalmente, uma nova arquitetura mecânica é criada “manualmente” baseada na experiência da equipe de projetistas e em projetos implementados anteriormente para missões semelhantes. Essa concepção empírica fornece projetos preliminares viáveis, entretanto, a probabilidade de se encontrar soluções ótimas ou mesmo não intuitivas é pequena visto que o número de configurações testadas é reduzido. Além disso, essa tarefa torna-se muito mais complexa de ser realizada manualmente à medida que o número de equipamentos a serem posicionados aumenta.

O posicionamento dos equipamentos no interior do módulo de satélites artificiais visando otimizar um conjunto de objetivos enquanto satisfaz restrições espaciais e/ou de desempenho constitui o que se denomina Problema de Projeto de *Layout* de Módulo de Satélites ou SMLDP, sigla em inglês para *Satellite Module Layout Design Problem* (Wang e Teng, 2009). A localização dos equipamentos afeta diretamente a estrutura, o desempenho, a vida útil, o custo de montagem e a integração de todo o sistema. Por essa razão, a otimização do *layout* dos equipamentos é uma das técnicas-chave para melhorar o desempenho global de um satélite.

No campo da engenharia, SMLDP pode ser classificado como um problema de Engenharia de Sistemas. Já em matemática, o problema de otimização de *layout* tridimensional com restrições, pertence a uma classe

especial de problemas de otimização combinatória, que não pode ser resolvido em tempo polinomial, conhecidos como NP-completos. Esse tipo de problema apresenta um espaço de funções objetivo não-linear, descontínuo e multimodal (Cagan, 2002).

Nos últimos anos, muitos pesquisadores tem se dedicado à otimização de projeto de *layout* na área aeroespacial, avaliando a adequação e o desempenho dos métodos de otimização para resolver esse tipo de problema. Tanner e Fennel (1991) adotaram técnicas de interação homem-máquina e raciocínio baseado em restrições para resolver o problema de posicionamento dos equipamentos na Estação Espacial *Freedom*, que posteriormente se tornou a Estação Espacial Internacional (ISS - sigla em inglês para *International Space Station*). Eles utilizaram o raciocínio baseado em restrições para obter posições iniciais viáveis para os equipamentos e utilizaram o Simulated Annealing (Kirkpatrick et al., 1983) para fazer a otimização. Braun et al. (1997) propuseram a abordagem de otimização colaborativa para o projeto multidisciplinar de um veículo espacial. Nessa abordagem, o *layout* de cada subespaço era alterado a cada iteração até que um critério de parada fosse atingido. Cagan et al. (1998) apresentaram um algoritmo baseado no Simulated Annealing usando um modelo hierárquico para obter o *layout* do compartimento do motor do veículo lançador Saturno e de seu trocador de calor. Também em 1998, Boissonnat et. al. posicionaram antenas de forma compacta, satisfazendo relações de interconexão e a restrição de que o campo de visada da antena não deveria ser obstruído por qualquer obstáculo. Eles criaram o *layout* inicial e foram adicionando os instrumentos um a um, e a cada passo consideravam que o instrumento deveria ser posicionado no espaço viável. Outro trabalho desenvolvido por Taura e Nagasaka (1999), incluiu o *layout* geométrico de componentes de satélites, no qual a estrutura, a forma e o posicionamento dos subconjuntos eram modificadas passo-a-

passo a fim de atingir os requisitos do projeto. Esse processo envolvia o projeto detalhado dos componentes funcionais.

Em 2001, Kamran et al. apresentaram o algoritmo “FARAGAN” para dispor os arranjos de subconjuntos funcionais do satélite ZS3-SAT. Baseados em um esquema de decomposição modular e um *layout* de referência, eles iterativamente adicionavam subconjuntos ao módulo do satélite. Segundo Zhang et al. (2008) o algoritmo “FARAGAN” pode ser uma aproximação prática em engenharia, mas o particionamento dos subconjuntos funcionais, a configuração adequada dos fatores de ponderação e a alternativa dos esquemas de semi-*layouts* tornam o *layout* dependente demais da experiência humana. Ainda em 2001, Teng et al. estudaram a otimização tridimensional do *layout* de um satélite recuperável estabilizado por rotação com restrições de equilíbrio dinâmico. Eles desenvolveram um modelo matemático para a geração das configurações iniciais e utilizaram multiplicadores de Lagrange e o algoritmo Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno, BFGS, para a otimização. Em 2003, Sun e Teng apresentaram o método do balanço centrípeto e utilizaram o algoritmo de otimização Colônia de Formigas (DORIGO et al., 1996) para realizar a otimização do *layout* de um módulo cilíndrico de um satélite comercial de telecomunicações. Ainda em 2003, Baier e Pühlhofer desenvolveram um ambiente integrado baseado em ferramentas de *Computer Aided Design* (CAD) e *Computer Aided Engineering* (CAE) e aplicaram algoritmos genéticos para fazer a otimização de arquiteturas mecânicas e projeto estrutural de satélites. Grignon e Fadel adotaram, em 2004, os algoritmos genéticos para obter os *layouts* de componentes de satélites. Xiao et al. descreveram, em 2007, dois algoritmos híbridos combinando um método de compactação para a geração de configurações iniciais com Simulated Annealing e Particle Swarm Optimization a fim de minimizar o balanço de massa e o raio de um módulo cilíndrico, respeitando o requisito de que o volume deveria ser suficiente para acomodar os equipamentos. Também em 2007, De Sousa et al. realizaram um estudo preliminar sobre a disposição

ótima de equipamentos localizados sobre dois dos seis painéis da Plataforma Multimissão do INPE. Nesse trabalho foram consideradas não somente propriedades inerciais como também térmicas e um algoritmo multiobjetivo recentemente desenvolvido chamado de Otimização Extrema Generalizada Multiobjetivo (M-GEO) foi utilizado como ferramenta de otimização.

Zhang et al. (2008) utilizaram um método híbrido baseado em técnicas de *soft computing* para otimizar o *layout* de um módulo simplificado de um satélite comercial de telecomunicações (INTELSAT-III). Wang et al. (2008) propuseram uma nova abordagem chamada *Cooperative Coevolutionary Scatter Search* (CCSS) para a otimização do *layout* de equipamentos no módulo de satélites. Em 2010, Teng et al. propuseram a abordagem de um sistema dual baseado em algoritmos coevolutivos cooperativos, como os Algoritmos Genéticos Coevolutivos Cooperativos (CCGA, sigla em inglês para *Coevolutionary Cooperative Genetic Algorithm*) para resolver a otimização de *layout* de sistemas de engenharia complexos como SMLDP.

A maioria dos trabalhos, nessa área, faz a avaliação de vários métodos de otimização considerando a disposição dos equipamentos e levando em conta apenas propriedades geométricas e inerciais. Entretanto, esse é um problema inerentemente multidisciplinar (Taylor, 2000).

O presente trabalho apresenta uma metodologia para a otimização do *layout* tridimensional de equipamentos no interior de satélites artificiais, considerando requisitos de propriedade de massa (posição do centro de gravidade do sistema e seus momentos de inércia) e considerações sobre a distribuição da dissipação térmica dos equipamentos no interior do satélite. Especificamente, o objetivo é desenvolver uma metodologia que possibilite encontrar, de forma automática, o posicionamento ótimo dos equipamentos no interior do módulo de satélites artificiais considerando como requisitos minimizar a diferença entre o centro de gravidade da solução otimizada e o centro de gravidade previamente especificado como requisito, minimizar a

densidade de potência dissipada pelos equipamentos eletrônicos, ou seja, maximizar a uniformidade de fluxo de calor sobre o módulo do satélite e minimizar os ângulos formados entre os eixos principais de inércia da solução otimizada e os eixos de referência do sistema. O *layout* deve ainda atender às restrições geométricas, ou seja, não deve haver interferência mecânica ou sobreposição entre os equipamentos, ou entre os equipamentos e os painéis estruturais do satélite. Além disso, os equipamentos devem estar contidos no volume disponível no interior do satélite.

Para a representação geométrica do sistema foi desenvolvido um modelo geométrico parametrizado, utilizando o software Solidworks, que permite realizar alterações nas coordenadas que posicionam os equipamentos de forma automática. Desse modelo, extraem-se também as coordenadas tridimensionais do centro de massa do sistema, a matriz de inércia e informações sobre volume de interferência, que é utilizado como restrição de projeto. Para a determinação dos ângulos entre os eixos principais de inércia da solução candidata e os eixos de referência do sistema é preciso encontrar a solução para um problema de autovalor e autovetor da matriz de inércia. Para resolver esse problema, foi utilizado um modelo matemático implementado utilizando o software Matlab. Para integrar esses aplicativos e automatizar o procedimento de cálculo foi utilizado o software modeFrontier (Esteco, 2011), que é uma plataforma de integração e otimização de projetos que permite acoplar diversas ferramentas computacionais. Dessa forma, é possível reunir vários aplicativos em uma análise única sem a necessidade da interferência do usuário para fazer a transferência de dados entre eles.

Por se tratar de um problema NP-completo, multiobjetivo, com espaço de busca complexo e estar sujeito a restrições, a literatura tem sugerido a utilização de Algoritmos Evolutivos (AE) para abordar esse problema, devido a sua robustez a espaços de projeto com estas características. Algoritmos evolutivos são uma classe de algoritmos

computacionais que nos últimos anos têm sido bastante utilizados para solução de problemas complexos de otimização. Estes algoritmos se baseiam no princípio de seleção natural, no qual o indivíduo mais adaptado tem maiores chances de sobrevivência. O funcionamento de um AE consiste basicamente em evoluir uma população de soluções candidatas para o problema em questão, por meio de operadores de seleção, reprodução e mutação. Durante esse processo, melhores soluções são, geralmente, encontradas.

Nos métodos baseados em gradiente, a qualidade da solução final está diretamente relacionada à estimativa inicial. Nos algoritmos evolutivos, a busca no espaço de projeto é feita por uma população de soluções candidatas, em vez de apenas uma única solução a cada iteração. Essa característica aumenta a probabilidade de se encontrar uma solução ótima global, pois aumenta a robustez do algoritmo, isto é, o torna capaz de escapar de ótimos locais. A desvantagem desses algoritmos é que eles são computacionalmente custosos, pois precisam avaliar toda a população de soluções a cada geração, o que resulta em um número consideravelmente maior de avaliações da função objetivo. Entretanto, com o aumento expressivo da capacidade computacional nas últimas décadas e o processamento paralelo, esse problema tem sido minimizado.

Nesse trabalho, utilizou-se o algoritmo genético multiobjetivo *Fast Elitist Non-dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II)* (Deb et al., 2002), pois o mesmo vem sendo aplicado com sucesso a uma vasta gama de problemas reais de engenharia (Coello, 2006). Como resultado, deseja-se obter o conjunto de soluções de compromisso viáveis entre os três objetivos citados anteriormente. Esse conjunto de soluções otimizadas serve para auxiliar os projetistas durante o processo de tomada de decisão. Como se trata de soluções otimizadas para a fase de projeto conceitual, eles podem escolher, baseados em outros critérios (qualitativos, quantitativos ainda não considerados pela metodologia em questão ou lições aprendidas), aquelas

soluções mais promissoras que deverão ser detalhadas em fases posteriores do projeto.

A viabilidade conceitual da metodologia proposta é avaliada e a mesma é aplicada a um problema real. O estudo de caso utilizado consiste na otimização do *layout* dos equipamentos eletrônicos no interior da Plataforma Multimissão, um módulo de serviço que pode ser utilizado para diferentes satélites, que está em desenvolvimento no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE). A plataforma consiste de um módulo cúbico formado por seis painéis, dentre os quais cinco serão utilizados para o posicionamento de vinte e sete equipamentos que poderão ser comutados entre os painéis e transladados, sempre respeitando suas interfaces de fixação.

Esse trabalho está estruturado como segue: o Capítulo 2 apresenta a motivação para o desenvolvimento da metodologia proposta, ou seja, as dificuldades encontradas para se conceber o *layout* de um novo satélite artificial durante a fase de projeto conceitual. No Capítulo 3, são introduzidos conceitos fundamentais de otimização multiobjetivo. O Capítulo 4 apresenta uma breve revisão sobre a aplicação de métodos de otimização em problemas de otimização de projeto, destacando suas vantagens e desvantagens e elucidando a escolha dos Algoritmos Evolutivos como a estratégia de otimização escolhida para ser utilizada no presente trabalho. O Capítulo 5 apresenta, de forma detalhada, o desenvolvimento da metodologia proposta. No Capítulo 6 são apresentados os resultados da análise de viabilidade conceitual da metodologia bem como os resultados da aplicação da mesma para o estudo de caso, a otimização do *layout* dos equipamentos no interior do módulo da Plataforma Multimissão. Finalmente, no Capítulo 7 são apresentadas as conclusões e as sugestões para trabalhos futuros.





## 2 PROJETO DE SATÉLITES ARTIFICIAIS

O projeto de um satélite é um problema de engenharia complexo e desafiador. Uma das razões é que ele deve ser projetado para evitar, com grande probabilidade, a ocorrência de falhas na fase operacional. Isso porque, salvo raras exceções, é impossível repará-lo em órbita. O satélite deve suportar severas condições de lançamento e ainda o ambiente espacial. Segundo Mosher (1999), “projetar uma espaçonave é análogo a projetar um carro que funcione a controle remoto por 10 anos a uma distância de 36.000km sem manutenção. Antes de ser operado, o veículo deve estar contido em um pequeno volume, limitado pelo veículo lançador, e sobreviver à fase de lançamento.”

Ao projeto de um satélite ou qualquer outro sistema espacial, dá-se o nome de Projeto Espacial, que consiste no conjunto de atividades de estudo e realização de um sistema espacial. Em geral, é desenvolvido em fases (0, A, B, C, D, E e F), como pode ser visto na Figura 2.1, e possui cronograma, orçamento e alocação de recursos humanos bem definidos.

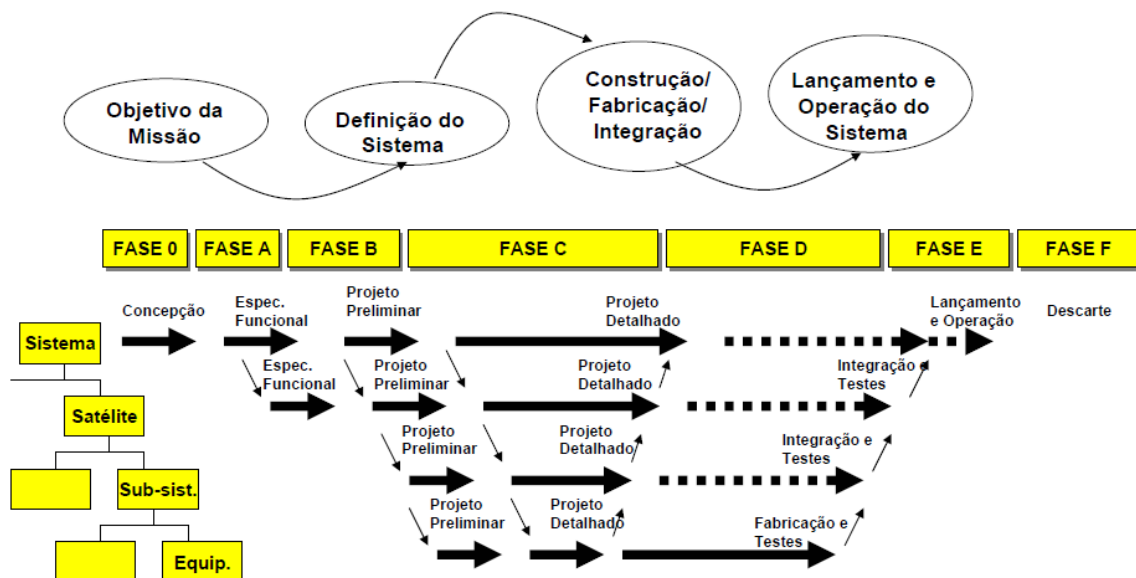


Figura 2.1 - Ciclo de vida de um Projeto Espacial.

Fonte: Souza, (2008).

O projeto é iniciado pela definição da missão. A missão consiste na tarefa para a qual um veículo espacial é designado, ou seja, a síntese dos objetivos principais. Existem vários tipos de missão, como exemplo pode-se citar, observação da Terra, comunicação e observação astronômica. Essas missões podem ser tripuladas ou não-tripuladas, militares ou civis e recuperáveis ou não-recuperáveis. O estabelecimento da missão se dá por meio de um processo iterativo que envolve quatro etapas principais, mostradas na Figura 2.2.

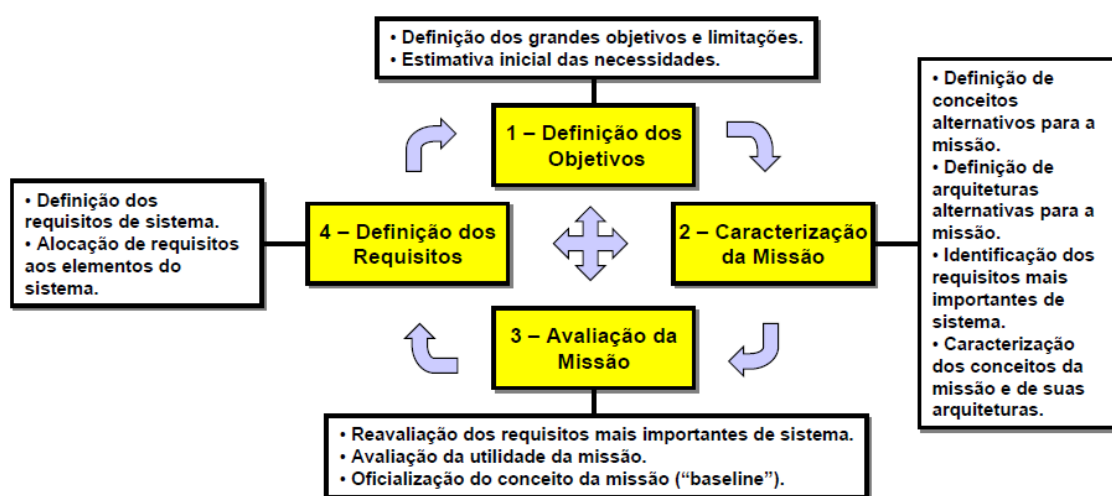


Figura 2.2 - Processo de estabelecimento da missão.

Fonte: Souza, (2008).

O projeto de um satélite é necessariamente uma atividade multidisciplinar e essa característica se torna mais evidente durante as etapas 1 e 2 do processo de estabelecimento da missão que compõem as fases 0, A e B do Projeto Espacial, pois é nesse momento que a arquitetura básica do mesmo é definida, ou seja, onde é primeiramente feita a escolha dos tipos de componentes dos subsistemas e de como seus equipamentos serão distribuídos no corpo do satélite. Vários fatores influenciam na escolha de uma arquitetura específica, como o tipo de missão, órbita, características da carga útil, tipo de estrutura a ser utilizada ou tipo de controle de atitude do

satélite. Assim, por exemplo, satélites com o mesmo tipo de missão podem ter arquiteturas diferentes, como os apresentados na Figura 2.3.

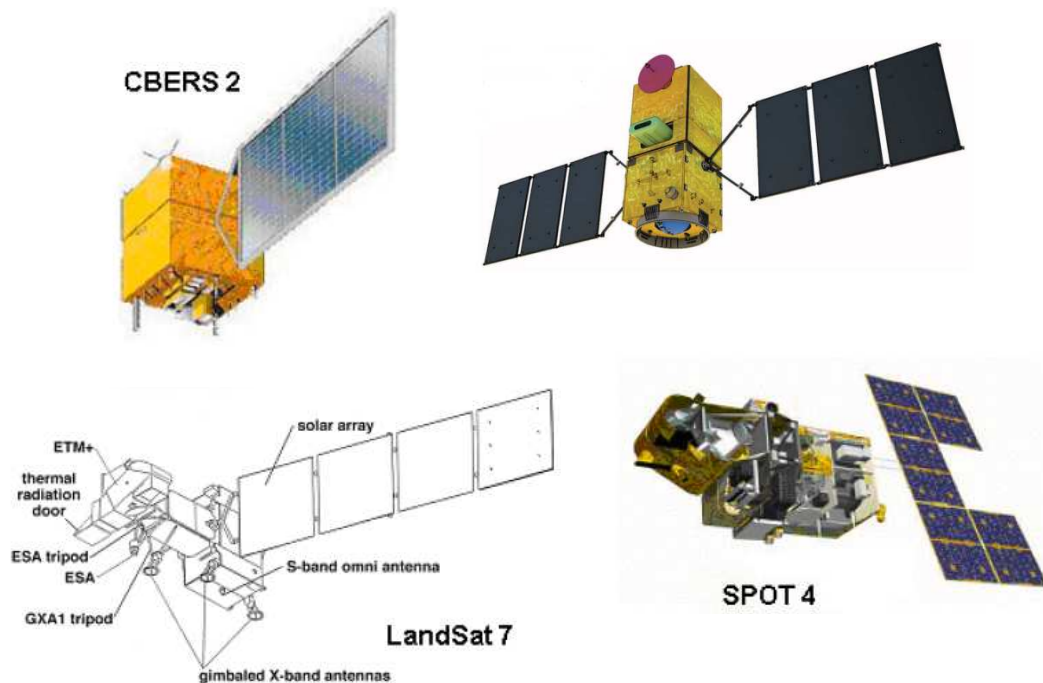


Figura 2.3 - Exemplos de diferentes tipos de arquitetura mecânica de satélites, para a mesma missão de observação da Terra.

A integração dos subsistemas de um satélite deve ser realizada de forma a constituir um sistema único e otimizado do ponto de vista de massa e custo, que atenda aos requisitos da missão, ao mesmo tempo em que seja capaz de resistir ao lançamento e ao ambiente espacial. A Figura 2.4 e a Tabela 2.1 apresentam os subsistemas de um satélite e suas respectivas funções.

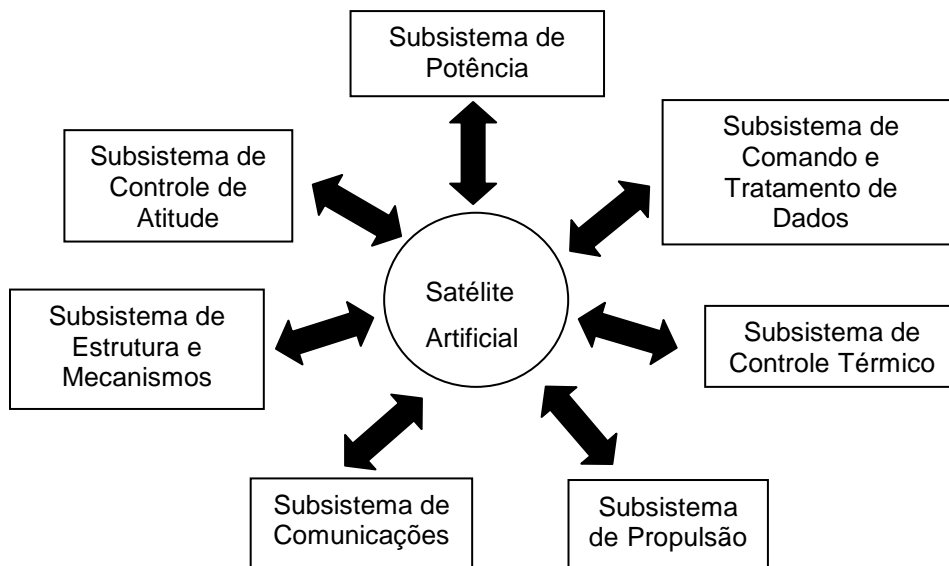


Figura 2.4 - Subsistemas de um satélite artificial.

Tabela 2.1 - Subsistemas de um satélite e suas principais funções.

Subsistema	Função
Potência	Gera, armazena, regula e distribui potência elétrica.
Estrutura e Mecanismos	Provê o suporte estrutural, o adaptador para o foguete lançador e os mecanismos para as partes móveis do satélite (se existirem).
Controle Térmico	Mantém os equipamentos dentro das faixas de temperatura requeridas.
Comando e Tratamento de Dados	Processa e distribui comandos; processa, armazena e formata dados.
Comunicações	Provê comunicação com estações em solo e outros satélites.
Propulsão	Provê propulsão para ajustes de órbita e atitude.
Controle de Atitude	Provê a determinação e controle da atitude do satélite.

Uma atividade complexa enfrentada pela equipe de projetistas durante a fase de definição da arquitetura de um satélite é de como distribuir os equipamentos sobre a estrutura do mesmo. Um procedimento para a

alocação espacial dos equipamentos deve levar em conta não só as dimensões dos mesmos, mas fatores como:

- a posição desejada para o centro de gravidade do satélite;
- requisitos de alinhamento e momentos de inércia;
- dissipação térmica dos mesmos;
- a necessidade de agrupá-los por subsistema;
- a disposição da cablagem e conectores e
- os procedimentos de integração destes à estrutura do satélite.

Fazer uma distribuição eficiente dos equipamentos levando-se em conta os fatores descritos anteriormente torna-se um trabalho bastante complexo quando leva-se em conta que um satélite pode conter dezenas de equipamentos.

## **2.1 Metodologias Tradicionais para o Projeto Conceitual de Satélites Artificiais**

Tradicionalmente o projeto conceitual de um satélite é feito reunindo-se uma equipe de especialistas dos diferentes subsistemas, que baseados em suas experiências em projetos anteriores, tentam conceber “manualmente” uma arquitetura que atenda os requisitos de desempenho, custo e prazo exigidos para a missão. Embora este seja, em princípio, um processo iterativo onde várias configurações diferentes seriam concebidas e a mais apropriada escolhida, como apresentado esquematicamente na Figura 2.5, o tempo necessário para sua realização, e muitas vezes a dificuldade em coordenar de maneira eficiente as contribuições individuais dos membros da equipe, faz com que este processo seja interrompido tão logo uma configuração que atenda aos requisitos seja obtida. Caso haja tempo e recursos disponíveis o loop é repetido até que uma solução melhor seja encontrada.

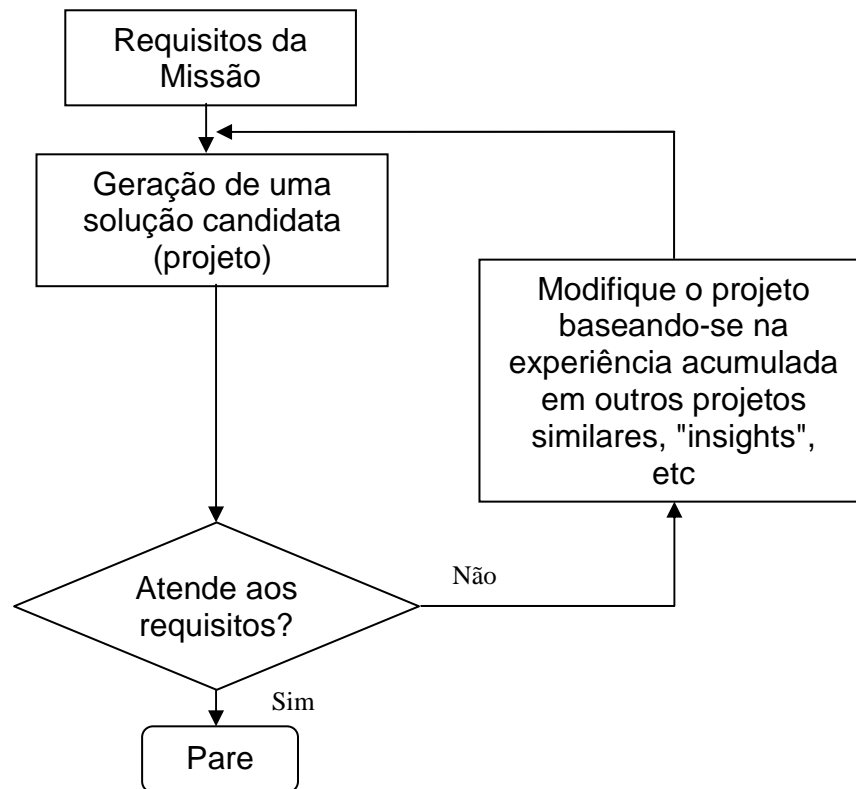


Figura 2.5 - Processo iterativo o projeto conceitual de satélites artificiais.

Fonte: Adaptado de (Mosher, 1999)

Em uma outra abordagem, frequentemente parte-se de uma arquitetura já utilizada em outra missão similar, adaptando a mesma aos requisitos da nova missão. Esta última abordagem, embora permita a obtenção de uma solução rapidamente, assim como no processo “manual” de projeto descrito anteriormente, pode levar a uma arquitetura sub-ótima para a nova missão. Os dois processos descritos anteriormente são as metodologias geralmente utilizadas para o projeto conceitual de satélites artificiais.

As abordagens tradicionais para desenvolver o projeto conceitual de um novo satélite descritas acima, não exploram de maneira sistemática o espaço de projeto, limitando consequentemente o entendimento do mesmo e reduzindo assim as chances de que a melhor solução para o problema seja obtida.

## 2.2 Otimização de *Layout* Aplicada a Satélites Artificiais

O problema de otimização de *layout* consiste em dispor equipamentos ou componentes em um espaço disponível, tal que um conjunto de objetivos seja otimizado enquanto satisfaz restrições geométricas e/ou de desempenho (Cagan et al., 2002).

Existem diferentes situações práticas que geram a necessidade de se construir *layouts* eficientes. Entretanto, como esse tipo de problema envolve um custo computacional elevado, a sua investigação é recente. O aumento da capacidade de processamento dos computadores, nas últimas quatro décadas, possibilitou que a comunidade científica da área pudesse estudar essa classe de problemas mais detalhadamente.

Como dito na seção anterior, o módulo de um satélite contém um dado número de instrumentos, equipamentos e subconjuntos que constituem vários subsistemas funcionais. A localização desses instrumentos e equipamentos afeta diretamente a estrutura, o desempenho, a vida útil, o custo de montagem e a integração de todo o sistema. Por essa razão, a otimização do *layout* dos equipamentos é uma das técnicas-chave para melhorar o desempenho global de um satélite.

O Problema de Projeto de *Layout* de Módulo de Satélites ou SMLDP, sigla em inglês para *Satellite Module Layout Design Problem* (Teng et. al., 2009), é geralmente tratado como um problema de empacotamento tridimensional onde procura-se dispor os equipamentos na estrutura do satélite de forma a atender de forma otimizada seus requisitos de propriedade de massa, sujeito a restrições geométricas. Em outras palavras, o problema consiste basicamente em posicionar  $N$  equipamentos no interior do módulo do satélite, visando:

- Garantir a estabilidade estática. Deve-se minimizar a diferença entre o centro de gravidade do sistema corrente (*layout* dos equipamentos

encontrado numericamente) e o centro de gravidade definido como requisito pela equipe de projetistas.

- Garantir o alinhamento dos eixos principais de inércia do sistema corrente em relação aos eixos de referência, visando eliminar o momento angular.

Além disso, o projeto deve atender as seguintes restrições:

- Todos os componentes devem estar contidos no interior do módulo
- Não deve haver sobreposição ou interferência entre equipamentos ou mesmo entre qualquer equipamento e o módulo do satélite

Para realizar a otimização do *layout* dos equipamentos de um satélite, a maioria dos autores compõem os objetivos mencionados acima, em uma única função objetivo utilizando métodos de agregação para escalarizar a mesma, transformando o problema multiobjetivo em mono-objetivo. Essa estratégia requer a definição prévia de quais são os objetivos mais importantes, ou seja, quais terão o maior peso na otimização.

A contribuição desse trabalho consiste em desenvolver uma metodologia com abordagem multiobjetivo direta para a otimização do *layout* de equipamentos em satélites artificiais considerando além dos objetivos e restrições citados acima, um novo objetivo que considera a uniformidade de dissipação térmica dos equipamentos sobre o módulo, evitando regiões com alta densidade de fluxo térmico, que pode danificar equipamentos sensíveis ou requerer um controle térmico ativo, que além de adicionar massa ao satélite ainda consome potência, um recurso crítico em muitas missões.

Foi desenvolvido também um ambiente integrado utilizando o software modeFrontier, que permite acoplar várias ferramentas computacionais utilizadas para projetos de engenharia na indústria. O software Solidworks foi utilizado para desenvolver o modelo geométrico parametrizado, que permite realizar alterações nas coordenadas que



posicionam os equipamentos de forma automática. Desse modelo, extraem-se também as coordenadas tridimensionais do centro de massa do sistema, a matriz de inércia e informações sobre volume de interferência, que é utilizado como restrição de projeto. Para a determinação dos ângulos entre os eixos principais de inércia da solução candidata e os eixos de referência do sistema foi utilizada uma rotina implementada em Matlab que encontra a solução para um problema de autovalor e autovetor da matriz de inércia. Para representar a uniformidade de potência térmica dissipada sobre os painéis, foi implementada uma rotina em linguagem C para codificar uma heurística que visa representar a distribuição da potência térmica dissipada pelos equipamentos sobre os painéis do satélite. A integração do processo de cálculo permite um melhor gerenciamento e transferência de dados entre os aplicativos utilizados. Dessa forma, todas as informações relativas a cada configuração avaliada ficam documentadas e podem ser acessadas a qualquer momento, sem retrabalho.



### 3 OTIMIZAÇÃO DE PROJETO

O problema de otimização consiste matematicamente na determinação do mínimo, ou máximo, do valor da função objetivo no espaço de projeto definido pelas restrições. Ele é tradicionalmente formulado como um problema de minimização sem perda de generalização, já que sempre é possível transformar um problema de maximização em um problema de minimização (Arora, 1989; Vanderplaats, 1998). Neste trabalho, a não ser que mencionado em contrário, o problema de projeto ótimo será sempre considerado como um problema de minimização. Para um problema mono-objetivo (onde há apenas uma função objetivo) ele pode ser posto na forma de (Vanderplaats, 1998):

Minimizar

$$F(X) = \{f_1(X)\} \quad (\text{função objetivo}) \quad (3.1)$$

Sujeito a:

$$g_j(X) \leq 0 \quad j = 1, \dots, m \quad (\text{restrição de desigualdade}) \quad (3.2)$$

$$h_k(X) = 0 \quad k = 1, \dots, l \quad (\text{restrição de igualdade}) \quad (3.3)$$

$$x_{i\_inf} \leq x_i \leq x_{i\_sup} \quad i = 1, \dots, n \quad (\text{restrições laterais}) \quad (3.4)$$

onde,  $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$  é o vetor de variáveis de projeto e  $x_{i\_inf}$  e  $x_{i\_sup}$  representam os limites inferior e superior, respectivamente, ao valor de cada variável de projeto  $x_i$ .

Nesse caso o ponto ótimo encontrado, dentre os pontos avaliados, pode ser representado como:

$$X \rightarrow X^* \quad (3.5)$$

$$F(X) \rightarrow F(X^*) \quad (3.6)$$

onde  $X^*$  representa o vetor de variáveis de projeto que faz com que  $F(X^*)$  seja ótima.

Na definição das restrições, foi feita uma distinção entre aquelas postas como funções das variáveis de projeto (restrições desigualdade) e aquelas diretamente aplicadas às variáveis (restrições laterais). Embora as restrições laterais sejam, na verdade, um tipo de restrição desigualdade, isto é feito como uma maneira de explicitar o intervalo de variação das variáveis de projeto (Vanderplaats, 1998).

Para uma função objetivo sem restrições, contínua, com primeira e segunda derivadas contínuas, um ponto de mínimo ocorrerá quando:

$$\nabla f(X) = \{0, \dots, 0\} \quad (3.7)$$

onde

$$\nabla f(X)^T = \left\{ \frac{\partial f(X)}{\partial x_1}, \frac{\partial f(X)}{\partial x_2}, \dots, \frac{\partial f(X)}{\partial x_n} \right\} \quad (3.8)$$

e a matriz Hessiana

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_1 x_2} & \dots & \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_1 x_n} \\ \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_2 x_1} & \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_2^2} & \dots & \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_2 x_n} \\ \vdots & \vdots & \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_3^2} & \vdots \\ \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_n x_1} & \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_n x_2} & \dots & \frac{\partial^2 f(X)}{\partial x_n^2} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

for positiva definida, ou seja, tiver todos os seus autovalores positivos.

Para um problema com restrições, um ponto de mínimo  $X^*$  deverá satisfazer as condições de Kuhn-Tucker:

$$1. \quad X^* \text{ é viável, ou seja, não viola nenhuma restrição} \quad (3.10)$$

$$2. \quad \mu_j g_j(X^*) = 0 \quad j = 1, m; \mu_j \geq 0 \quad (3.11)$$

$$3. \quad \nabla F(X^*) + \sum_{j=1}^m \mu_j \nabla g_j(X^*) + \sum_{k=1}^l \mu_{k+m} \nabla h_k(X^*) = 0 \quad (3.12)$$

$\mu_j \geq 0$  e  $\mu_{j+m}$  com qualquer sinal

Assim como em um problema sem restrições, o atendimento das condições acima indica que chegou-se a um ponto de mínimo, mas não necessariamente em um mínimo global. Ou seja, mesmo em um problema onde as variáveis sejam contínuas e sejam conhecidas analiticamente os gradientes da função objetivo e de suas restrições, a possibilidade deste apresentar múltiplos mínimos locais ou múltiplos mínimos globais, torna-o um problema que exigirá algum tipo de estratégia de busca global.

Vamos analisar um exemplo simples.

Minimizar:  $F(x_1, x_2) = x_1^2 + x_2^2$   
 Sujeito a:  $-5 \leq x_1 \leq 5$  e  $-5 \leq x_2 \leq 5$

Essa função apresenta o seu valor mínimo  $F(X^*) = 0$  em  $X^* = \{x_1 = 0, x_2 = 0\}$ . A Figura 3.1 ilustra a forma da função e suas curvas de nível.

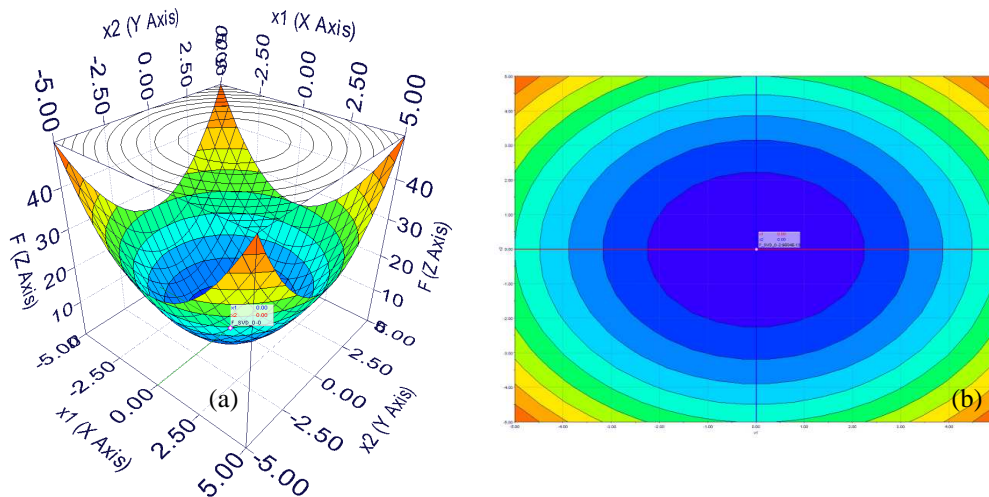


Figura 3.1 - Exemplo de uma função monomodal. (a) Forma da função e (b) Curvas de nível.

Por simples inspeção geométrica, fica fácil perceber que essa função apresenta somente um ponto de mínimo. Esse tipo de função é denominada

função unimodal. Mas, existem funções que não são tão bem comportadas, apresentando vários pontos de mínimos, chamadas funções multimodais, como ilustra a Figura 3.2.

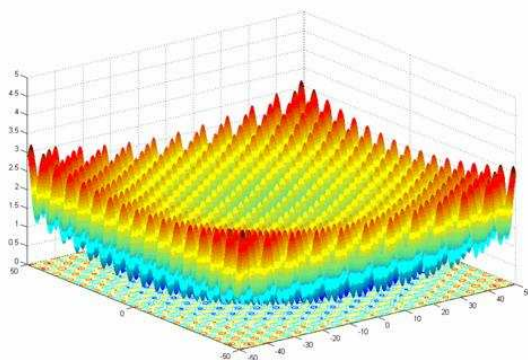


Figura 3.2 - Exemplo de uma função multimodal.

Os métodos baseados em informação do gradiente como método da “máxima descida” (*steepest descent*), o método do gradiente conjugado ou o método Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno – BFGS (primeira ordem), o método de Newton (de segunda ordem) ou mesmo métodos determinísticos de ordem zero como o método de Powel, fazem uma busca local no espaço das soluções viáveis. Ou seja, eles identificam mínimos locais, o que significa que não há garantia de que a solução encontrada seja a melhor. Além disso, eles são apropriados para resolver problemas com variáveis contínuas. Problemas compostos, que apresentem variáveis contínuas, discretas e/ou inteiras, são usualmente abordados tratando as variáveis discretas e inteiras como variáveis contínuas, e posteriormente arredondando-se os resultados para os valores discretos ou inteiros mais próximos. Todavia este procedimento pode produzir soluções sub-ótimas ou mesmo inviáveis (Lin e Hajela, 1992). De fato, em problemas reais de engenharia, o espaço de projeto pode se apresentar bem mais difícil do que o desejável para ser tratado eficientemente pelos métodos determinísticos de busca local. Além de apresentar múltiplos mínimos e poder ser composto por um conjunto de variáveis contínuas, inteiras e/ou discretas, freqüentemente as derivadas analíticas da função objetivo e restrições não

estão disponíveis. Outra característica presente em muitos problemas reais é uma severa não linearidade da função objetivo e das restrições. Embora todas estas dificuldades possam ser de certa forma contornadas por meio de artifícios numéricos, ou aproximações, elas podem levar os métodos determinísticos de busca local a apresentarem um desempenho muito pobre.

Talvez a característica mais comum presente em problemas complexos seja a existência de múltiplas soluções sub-ótimas (Eldred, 1998). De fato, em um problema real não se conhece o espaço de projeto, e a presença de múltiplos mínimos é uma possibilidade que sempre deve-se levar em consideração. Assim, quando métodos de busca local são usados é aconselhável que várias reinicializações do processo de busca sejam feitas de pontos distintos do espaço de projeto, de forma que o melhor mínimo encontrado dentre elas, se não for global, seja o mais próximo do mesmo.

O projeto conceitual de um sistema espacial, por exemplo, pode, rapidamente, se tornar um problema combinatório grande demais para enumeração e também não apresentar os requisitos para a aplicação de métodos tradicionais de programação matemática. Para casos onde mesmo a enumeração inteligente é inviável, técnicas não-tradicionais de otimização baseadas em busca numérica podem levar a boas aproximações da solução ótima. Essas técnicas não-tradicionais representam uma nova classe de métodos de programação que apresentam um conceito matemático diferente das técnicas tradicionais. Geralmente, empregam algoritmos de busca numérica para obter um conjunto de soluções heurísticas. A vantagem é que essa abordagem não requer uma formulação matemática específica e pode ser usada em modelos que representam aspectos práticos do mundo real de forma mais acurada.

A qualidade de um algoritmo está diretamente relacionada à maneira pela qual o espaço de projeto é explorado. Atualmente, existem vários métodos eficientes e com alta qualidade de busca. As técnicas mais populares são Busca Tabu (Tabu Search) (Glover e Kochenber, 2003), Simulated Annealing (Kirkpatrick et al., 1983) e Algoritmos Genéticos

(Goldberg, 1989) – frequentemente conhecidos como metaheurísticas. Metaheurísticas esforçam-se para fornecer buscas cada vez mais inteligentes e eficientes do espaço de projeto.

Dentro das metaheurísticas, uma nova classe de algoritmos estocásticos tem ganhado força. São os Algoritmos Evolutivos (EA - sigla em inglês para Evolutionary Algorithm). Esse termo refere-se a uma classe de métodos que simulam o processo de evolução natural e serão descritos no Capítulo 4. Os EA's tiveram origem na década de 50 e partir dos anos 70, várias metodologias evolutivas tem sido propostas, dentre as quais se destacam os Algoritmos Genéticos, a Programação Evolutiva e as Estratégias Evolutivas (Bäck et al., 1997). Todas essas abordagens operam sobre um conjunto de soluções candidatas. Aliás, essa é a principal diferença em relação aos métodos tradicionais, que utilizavam uma única solução em cada iteração. Além disso, eles possuem várias características desejáveis para a solução de problemas envolvendo múltiplos objetivos conflitantes e espaços de projeto intratavelmente grandes e altamente complexos (Zitzler, 2004). Na Figura 3.3 é apresentada uma classificação dos vários métodos de otimização disponíveis para serem utilizados em problemas de projeto ótimo.



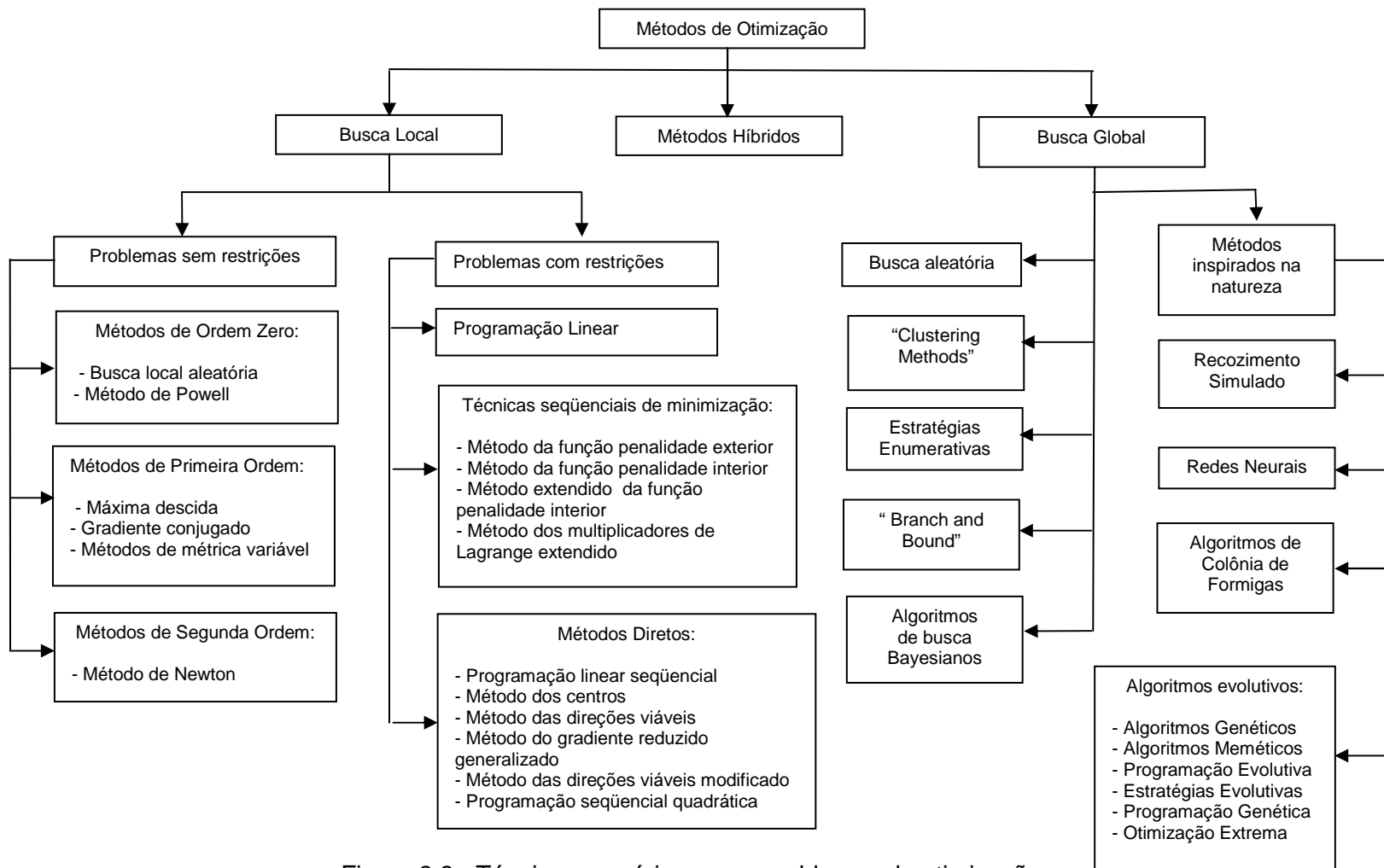


Figura 3.3 - Técnicas numéricas para problemas de otimização.

Fonte: Adaptado de De Sousa, 2002.

### 3.1 Otimização Multiobjetivo

Um grande desafio para o desenvolvimento em larga escala de sistemas aeroespaciais modernos é abordar objetivos conflitantes, tais como melhoria de desempenho, redução de custos, maior segurança, entre outros. Otimizar esses sistemas pode ser uma tarefa árdua ou mesmo inviável, quando o número de combinações a serem avaliadas é muito grande ou quando os modelos utilizados para os cálculos de alguns objetivos apresentam alta fidelidade, pois conseqüentemente demandam muito tempo e custo computacional.

O problema de otimização multiobjetivo pode ser definido matematicamente como (Vanderplaats, 1998)

Minimizar:

$$F(X) = \{f_1(X), f_2(X), \dots, f_N(X)\} \quad (\text{vetor de funções objetivo}) \quad (3.13)$$

Sujeito a:

$$g_j(X) \leq 0 \quad j = 1, \dots, m \quad (\text{restrições de desigualdade}) \quad (3.14)$$

$$h_k(X) = 0 \quad k = 1, \dots, l \quad (\text{restrições de igualdade}) \quad (3.15)$$

$$x_{i\_inf} \leq x_i \leq x_{i\_sup} \quad i = 1, \dots, n \quad (\text{restrições laterais}) \quad (3.16)$$

Em outras palavras, em um problema multiobjetivo tem-se uma série de objetivos, que podem ser conflitantes, a serem otimizados simultaneamente e, por consequência, nenhuma solução será ótima para todos os objetivos simultaneamente. Nesse caso, não existe uma solução única para o mesmo, mas um conjunto de soluções de compromisso que pode ser definido aplicando-se aos pontos viáveis os conceitos de dominância e de otimalidade de Pareto.

Num problema de minimização, por exemplo, dados dois vetores  $F_1$  e  $F_2 \in \mathfrak{R}^n$  tem-se que  $F_1 \prec F_2$  (lê-se  $F_1$  domina  $F_2$ ), se, em pelo menos um objetivo  $j$ ,  $F_1$  for estritamente menor do que  $F_2$  e nos demais objetivos  $i \neq j$ ,  $F_1$  for menor ou igual a  $F_2$ . Diz-se nesse caso, que o vetor  $F_2$  é dominado, enquanto  $F_1$  é dominante. Aplicando-se essa definição para o problema multiobjetivo de minimização, dados dois pontos viáveis  $X_1$  e  $X_2$ , sendo  $F_1 = (f_1(X_1), f_2(X_1), \dots, f_n(X_1))$  e  $F_2 = (f_1(X_2), f_2(X_2), \dots, f_n(X_2))$ , tem-se que:

$$F_1 \prec F_2 \Leftrightarrow \forall i \in \{1, 2, \dots, n\}, f_i(X_1) \leq f_i(X_2) \wedge \exists j \in \{1, 2, \dots, n\}, f_j(X_1) < f_j(X_2) \quad (3.17)$$

A partir do conceito de relação de dominância é possível introduzir a condição de otimalidade de Pareto. Definindo-se a região viável  $\Omega$  para o problema em questão, cada possível solução  $X_1 \in \Omega$  é considerada Pareto-ótima se não há nenhum outro ponto  $X_2 \in \Omega$  tal que,  $F_2 = (f_1(X_2), f_2(X_2), \dots, f_n(X_2))$  domine  $F_1 = (f_1(X_1), f_2(X_1), \dots, f_n(X_1))$ . As soluções ótimas são também chamadas não-dominadas. No espaço de funções objetivo este conjunto é denominado fronteira de Pareto. A Figura 3.4 mostra o mapeamento das variáveis de projeto no espaço de funções objetivo e a Figura 3.5 mostra exemplos de Fronteira de Pareto.

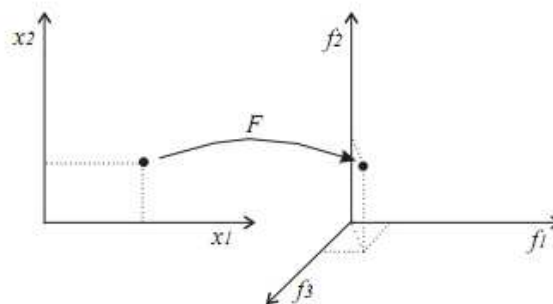


Figura 3.4 - Mapeamento entre o espaço das variáveis de projeto e o espaço das funções objetivo para um problema hipotético com duas variáveis de projeto e três funções objetivo.

Fonte: Parreiras (2006)

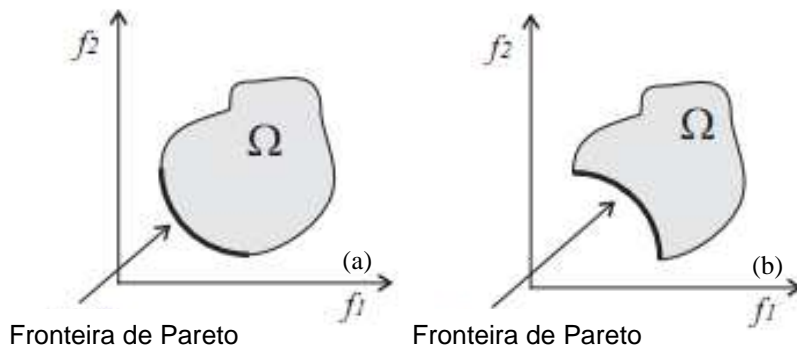


Figura 3.5 - Exemplos de Fronteira de Pareto (a) Convexa e (b) Não-Convexa.

Fonte:Parreiras (2006)

Vamos utilizar a Figura 3.6 como exemplo hipotético. Deseja-se minimizar as duas funções simultaneamente. Nesse caso, a solução B domina a Solução A, pois B é melhor que A nos dois objetivos. C domina B, pois C é melhor do que B nos dois objetivos. D também domina B, pois é melhor do que B no Objetivo 2 e igual a B no Objetivo 1. Mas o que dizer se compararmos as soluções C e D? C é melhor que D no Objetivo 1, mas é pior que D no Objetivo 2. D é melhor que C no Objetivo 2, mas é pior que C no Objetivo 1. Portanto, C e D são soluções não-dominadas, pois não existe nenhuma outra solução que seja melhor que elas nos dois objetivos simultaneamente.

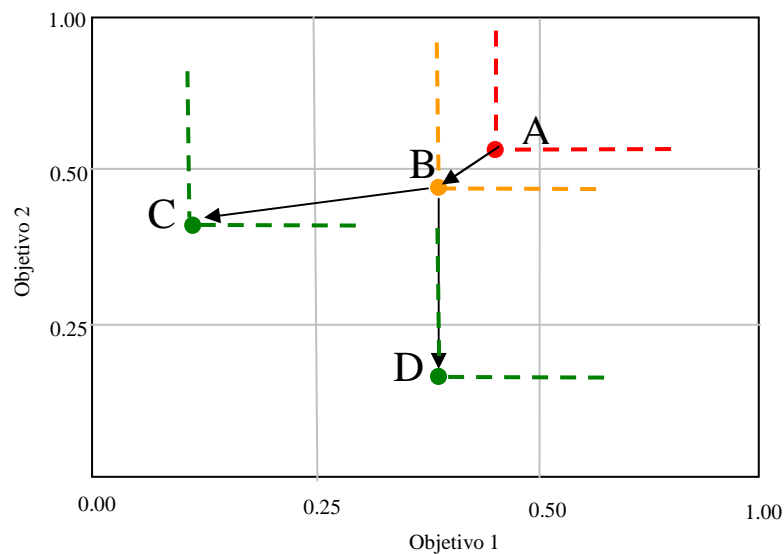


Figura 3.6 - Representação de soluções dominadas (A e B) e não-dominadas (C e D).

A meta de uma otimização multiobjetivo é encontrar as soluções de Pareto (Messac et al., 2000). Existem muitas técnicas numéricas desenvolvidas para abordar problemas de otimização multiobjetivo (Miettinen, 2001; Coello, 2011) e podemos agrupá-las em duas abordagens principais. A primeira abordagem (clássica e baseada em preferência), chamada escalarização de funções, transforma o problema multiobjetivo em mono-objetivo, pela combinação de todos os objetivos em uma única função objetivo, denominada função de compromisso ou função escalar, utilizando métodos de agregação. O exemplo mais simples de tais métodos é a abordagem da soma ponderada, onde a função compromisso é uma combinação linear dos objetivos. Se o projetista tem a informação sobre quais pesos devem ser usados na soma ponderada, o problema é, de fato, mono-objetivo e não há necessidade de encontrar a fronteira de Pareto. Se não for este o caso, a fronteira de Pareto é mapeada resolvendo-se diversas vezes o problema mono-objetivo, cada vez com um conjunto diferente de pesos (coeficientes). Já é sabido que esta abordagem não tem a habilidade de capturar a totalidade da fronteira de Pareto para problemas em que a superfície de Pareto é não-convexa (Messac et al., 2000).

Deve ser notado, entretanto, que a formulação da função mono-objetivo pode ser feita de diversas maneiras, incluindo funções não-lineares, onde os coeficientes introduzidos alteram a curvatura da função mono-objetivo, permitindo então a captura dos pontos da fronteira de Pareto que não poderiam ser capturados pela abordagem da soma ponderada. Baseadas neste fato, diversas formulações não-lineares tem sido desenvolvidas (Messac et al., 2000; Coello, 1998). Tal abordagem possibilita lançar mão do arsenal de métodos de otimização mono-objetivo existentes. Por essa razão, essa foi uma das primeiras abordagens usadas na resolução de problemas multiobjetivo.

A segunda abordagem utiliza diretamente o critério de não-dominância ou Otimalidade de Pareto, já definido anteriormente, para guiar a busca. Na literatura, essa abordagem é muitas vezes dita abordagem baseada em Pareto ou abordagem de Pareto. Infelizmente, esta designação leva a uma

ambigüidade, visto que todos os métodos multiobjetivo usam, em algum momento, o conceito de otimalidade de Pareto. Mantendo-se um conjunto de pontos não-dominados ao longo da busca, consegue-se uma aproximação da fronteira de Pareto.

Algumas vezes, um problema de otimização pode ser formulado e resolvido como multiobjetivo e a Fronteira de Pareto encontrada é do tipo “C”, como mostrado na Figura 3.7, para um problema multiobjetivo hipotético de minimização. Isso mostra que esse problema é, na verdade, um problema mono-objetivo. Ou seja, os objetivos não são conflitantes. Nesse caso, otimizando-se um deles otimiza-se também os demais. É interessante observar que otimizadores multiobjetivo resolvem tais problemas, com a Fronteira de Pareto convergindo naturalmente para um único ponto no espaço objetivo, apontado por uma ou mais soluções ótimas do espaço de projeto. Na verdade, otimizadores multiobjetivo resolvem também problemas com apenas uma função objetivo. Evidencia-se, assim, que problemas mono-objetivo podem ser considerados como uma classe particular de problemas multiobjetivo onde:

- (i) existe apenas uma função objetivo ou;
- (ii) as várias funções objetivo não são conflitantes.

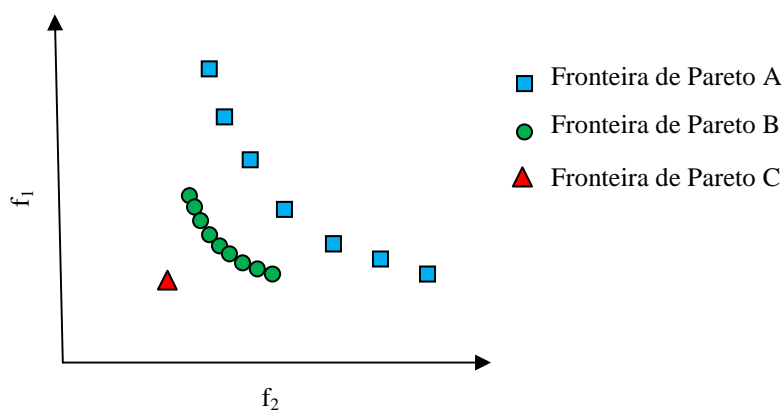


Figura 3.7 - Exemplos de Fronteira de Pareto.

Do ponto de vista prático, ao final do processo de otimização o projetista (ou usuário) precisará de uma única solução, seja ela obtida através de métodos de agregação ou através da abordagem multiobjetivo. A escolha dessa solução é realizada através de um processo de tomada de decisão, que pode levar em consideração informações não-técnicas, qualitativas, subjetivas ou baseadas na experiência do time de projeto a fim de analisar as vantagens e desvantagens de cada solução.

No capítulo 4, será apresentada com mais detalhes a abordagem baseada no critério de otimalidade de Pareto que nasceu dentro do ramo de métodos dos Algoritmos Evolutivos Multiobjetivo, onde o critério de não-dominância foi usado para definir a adaptação dos indivíduos (soluções) da população dos Algoritmos Genéticos (Goldberg, 1989). Como consequência, não apenas o processo de seleção é influenciado diretamente pelo conceito de otimalidade de Pareto (a não-dominância), como também, os indivíduos da população tornam-se uma aproximação direta das soluções de Pareto.





## 4 ALGORITMOS EVOLUTIVOS

Os Algoritmos Evolutivos fazem parte de uma área de pesquisa emergente conhecida como Computação Evolutiva (Eiben, 2007). Eles pertencem a um classe de métodos de otimização estocástica que simulam o processo de Evolução Natural. Esses métodos tiveram origem nos anos 50, e desde os anos 70 várias metodologias foram propostas, entre elas, os Algoritmos Genéticos (Holland,1975; e Goldberg,1989), a Programação Evolutiva (Fogel,1966 e Fogel et al.,1995), as Estratégias Evolutivas (Schwefel e Rudolph, 1995) e a Programação Genética (Koza, 1992).

A idéia comum a todas estas técnicas é a seguinte: dada uma população de indivíduos, a pressão do ambiente causa uma seleção natural (sobrevivência do mais apto) e, assim, a qualidade da população aumenta. Fazendo uma analogia aos problemas de otimização, como mostra a Figura 4.1, dada uma função objetivo a ser minimizada, cria-se aleatoriamente um conjunto de soluções candidatas e usa-se o valor da função objetivo como uma métrica de sua qualidade (valores mais baixos são melhores).

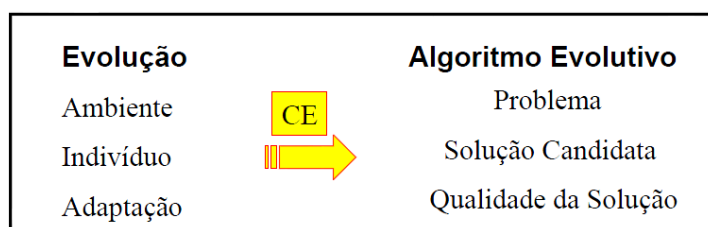


Figura 4.1 - Analogia entre Evolução e Algoritmo Evolutivo.

Fonte: De Sousa (2006)

Baseados na adaptabilidade, algumas soluções candidatas, chamadas “pais”, são selecionadas para passar pelo processo de recombinação e/ou mutação. O resultado desse processo são novas soluções, chamadas “filhos”. Os filhos competem entre si e, em alguns casos, com os pais e aqueles que apresentarem melhor adaptabilidade formarão a próxima geração. Esse

processo pode ser repetido até que a solução ótima seja encontrada, o tempo máximo de processamento ou o número máximo de gerações seja atingido. A

Figura 4.2 mostra os principais passos de um algoritmo evolutivo.

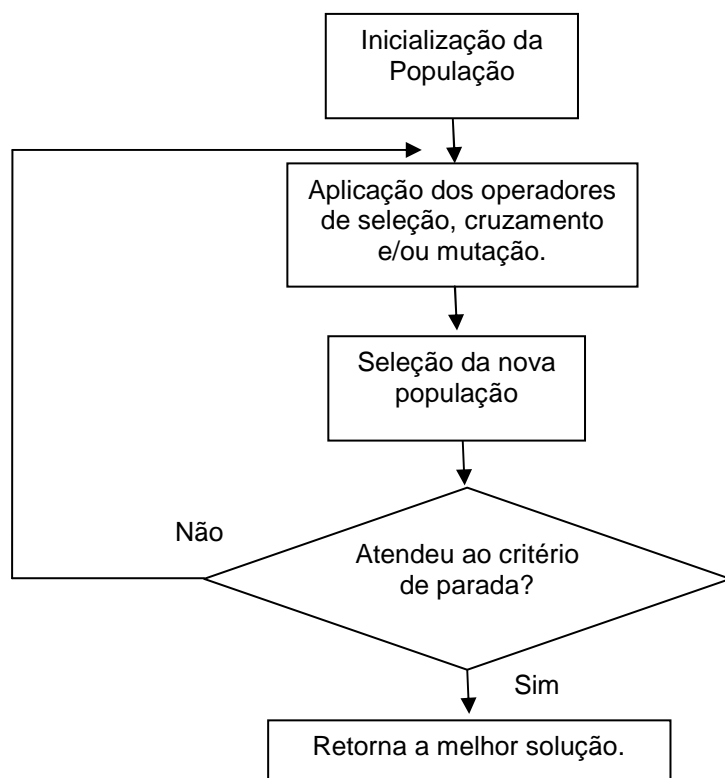


Figura 4.2 - Principais passos de um Algoritmo Evolutivo.

A principal motivação para a utilização de Algoritmos Evolutivos para resolver problemas de otimização multiobjetivo é que esses trabalham com um conjunto de soluções candidatas, chamadas de população, o que permite encontrar várias soluções de Pareto em uma única execução do algoritmo, em vez de ter que realizar uma série de execuções independentes como é o caso das técnicas tradicionais de programação matemática (Miettinen,1999). Além disso, esses métodos são menos suscetíveis à forma ou continuidade da fronteira de Pareto. Eles podem lidar facilmente com fronteiras de Pareto descontínuas e não-convexas, enquanto que essas duas características são

problemas conhecidos para técnicas de programação matemática (Coello, 1999; Deb, 2001; Coello et. al, 2002; Zitzler et. al, 2004).

A metodologia proposta utiliza um algoritmo genético multiobjetivo denominado *Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II)* (Deb et al., 2002) para abordar o Problema de Projeto de *Layout* de Módulo de Satélites, pois este é computacionalmente muito eficiente e seu desempenho é tão bom que ele se tornou muito popular nos últimos anos, sendo considerado uma referência contra a qual os demais algoritmos multiobjetivo devem ser comparados (Coello, 2006).

Na próxima subseção é feita uma breve introdução sobre os conceitos básicos dos algoritmos genéticos e descrito o NSGA-II.

#### **4.1 Algoritmos Genéticos**

Algoritmos genéticos são uma classe particular de algoritmos evolutivos que usam técnicas inspiradas na Teoria da Evolução Natural e na Genética para realizar a busca por soluções otimizadas.

A evolução é geralmente iniciada a partir de um conjunto de soluções geradas aleatoriamente e é realizada por meio de três principais operadores, seleção, cruzamento e mutação ao longo das gerações. A cada geração, a adaptabilidade de cada solução na população é avaliada, alguns indivíduos são selecionados para a próxima geração, e recombinados e/ou “mutados” para formar uma nova população. A nova população é, então, utilizada como entrada para a próxima geração do algoritmo.

Algoritmos genéticos diferem dos algoritmos tradicionais de otimização em basicamente quatro aspectos:

- baseiam-se em uma codificação do conjunto das soluções possíveis, e não necessariamente nos valores dos parâmetros da otimização em si;
- os resultados são apresentados como uma população de soluções e não como uma solução única;

- não necessitam de nenhum conhecimento derivado do problema, apenas de uma métrica para a qualidade de cada solução candidata;
- usam transições probabilísticas e não regras determinísticas para guiar a busca.

A função-objetivo é o objeto de interesse da otimização. Pode ser uma "caixa preta" onde se sabe apenas o formato das entradas e retorna um valor que queremos otimizar. É necessário apenas tê-la disponível para ser aplicada aos indivíduos e comparar os resultados.

O indivíduo é uma solução candidata cujo código genético é, no algoritmo genético simples, representado por uma cadeia de bits, como pode ser visto na Figura 4.3. Os indivíduos são uma representação do espaço de busca do problema a ser resolvido.

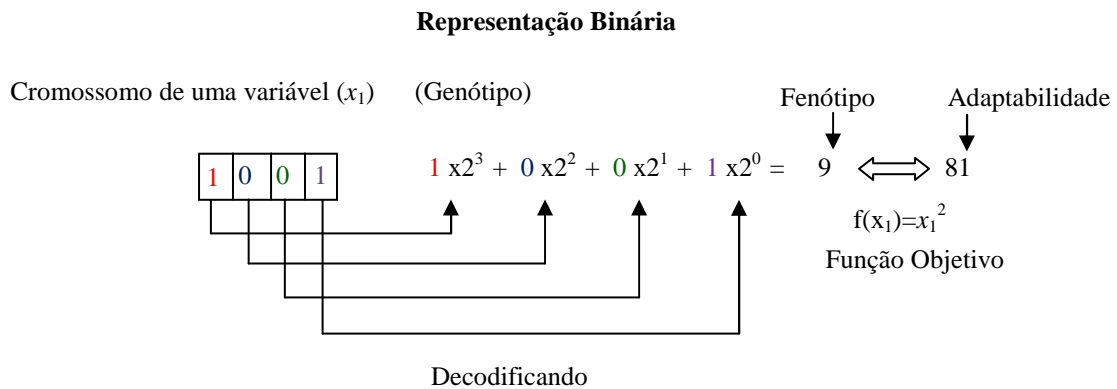


Figura 4.3 - Esquema de codificação binária de uma solução candidata.

O operador de seleção é um processo-chave do algoritmo. A maioria dos métodos de seleção é desenvolvida para escolher preferencialmente indivíduos com maiores valores de adaptabilidade ou aptidão, embora não exclusivamente, a fim de manter a diversidade da população. Um método de seleção muito utilizado é o Método da Roleta ou amostragem estocástica universal. Neste método, cada indivíduo da população é representado na roleta proporcionalmente à sua aptidão. Assim, aos indivíduos com alta aptidão é dada uma porção maior da roleta, enquanto aos de aptidão mais baixa é dada

uma porção relativamente menor da roleta, como mostra a Figura 4.4. Finalmente, a roleta é girada um determinado número de vezes, dependendo do tamanho da população, e os indivíduos são escolhidos para participar do processo de cruzamento ou *mating pool*.

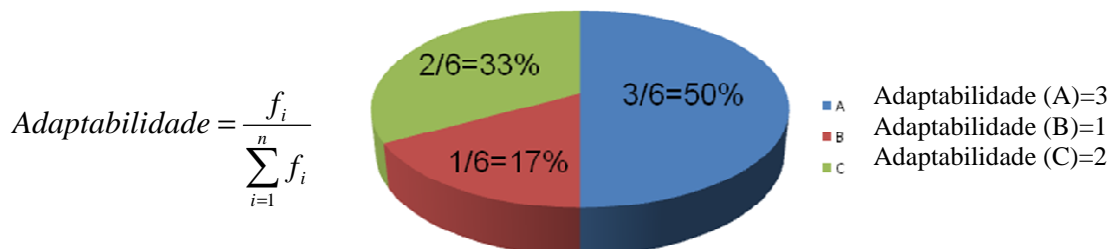


Figura 4.4 - Indivíduos de uma população e a sua correspondente roleta de seleção.

Uma vez selecionados os indivíduos que participarão das próximas fases, aplica-se, então, os operadores de cruzamento e mutação com uma dada probabilidade de ocorrência  $P_c$  e  $P_m$ , respectivamente. Esses operadores são utilizados para assegurar que a nova geração seja totalmente nova, mas que possuam, de alguma forma, características de seus pais, ou seja, a população se diversifica e mantém características de adaptação adquiridas pelas gerações anteriores.

O cruzamento é um processo que imita o processo biológico da reprodução sexuada: Os descendentes recebem em seu código genético parte do código genético do pai e parte do código da mãe, como pode ser visto na Figura 4.5. Esta recombinação garante que os melhores indivíduos sejam capazes de trocar entre si as informações que os levam a ser mais aptos, a sobreviver, e assim gerar descendentes ainda mais aptos.

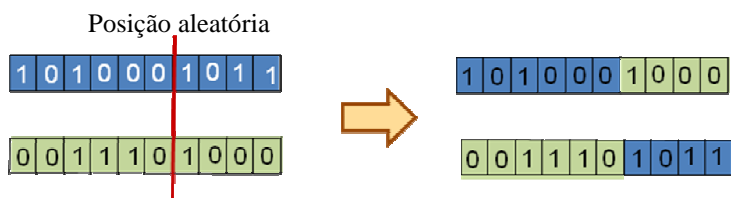


Figura 4.5 - Processo de Cruzamento.

Finalmente, é aplicado o operador de mutação, que consiste em alterar o valor do bit de 0 para 1, ou vice-versa, como ilustrado na Figura 4.6. Esse operador é aplicado bit a bit com probabilidade baixa, e tem como objetivo permitir maior diversidade genética na população, impedindo que a busca fique estagnada em um mínimo local.



Figura 4.6 - Aplicação do operador de mutação.

Para prevenir que os melhores indivíduos desapareçam da população pela manipulação dos operadores genéticos, eles podem ser automaticamente colocados na próxima geração, através do operador de elitismo que transfere automaticamente o(s) melhor(es) indivíduo(s) para a próxima geração. Esse processo é repetido até que a solução ótima seja encontrada, dado um determinado critério, ou número máximo de gerações configurado pelo usuário seja atingido. A estrutura básica do algoritmo genético é mostrada na Figura 4.7.

É importante também, analisar de que maneira alguns parâmetros influem no comportamento dos Algoritmos Genéticos, para que se possa estabelecê-los conforme as necessidades do problema e dos recursos disponíveis:

- **Tamanho da População:** O tamanho da população afeta o desempenho global e a eficiência dos AGs. Com uma população pequena o desempenho pode cair, pois deste modo a população fornece uma pequena cobertura do espaço de busca do problema. Uma grande população geralmente fornece uma cobertura representativa do domínio do problema, além de prevenir convergências prematuras para soluções locais ao invés de globais. No entanto, para se trabalhar com grandes populações, são necessários maiores

recursos computacionais, ou que o algoritmo trabalhe por um período de tempo muito maior.

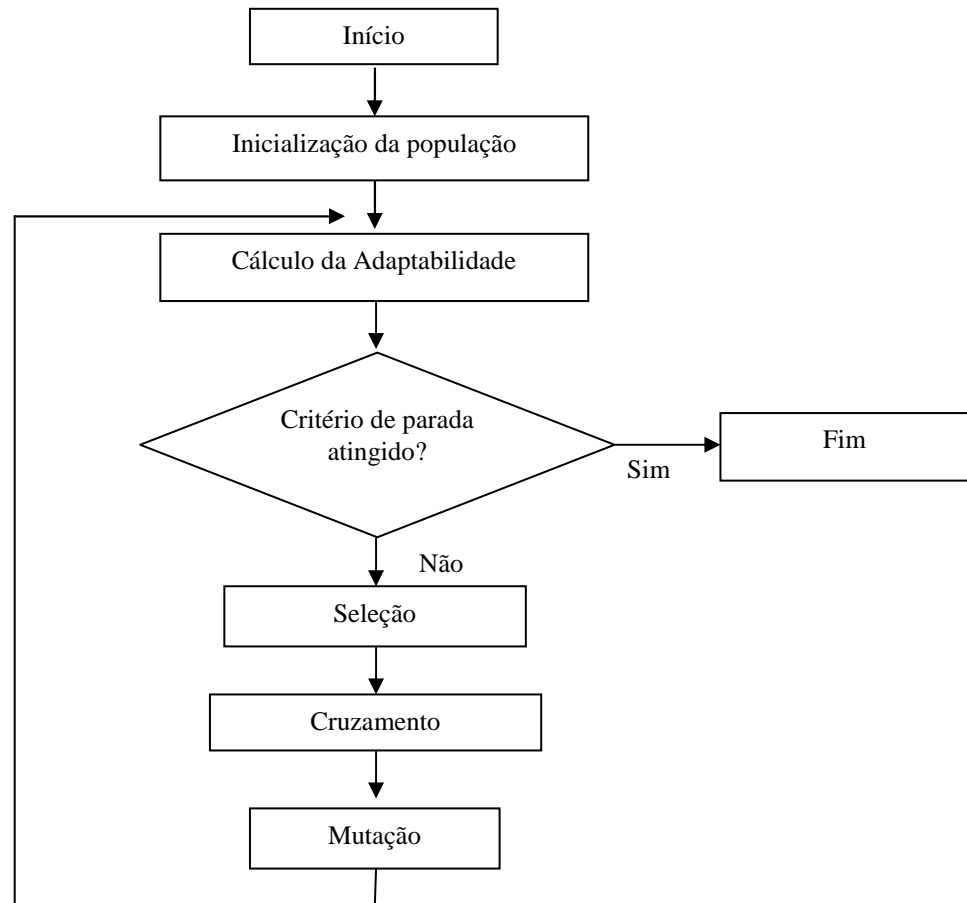


Figura 4.7 - Estrutura Básica de um Algoritmo Genético simples.

- Probabilidade de Cruzamento ( $P_c$ ): Altas taxas de cruzamento aumentam a chance de convergência para um mínimo local. Por outro lado, baixas taxas de cruzamento podem tornar a convergência do algoritmo muito lenta.
- Probabilidade de Mutação ( $P_m$ ): Baixas probabilidades de mutação já são suficientes para prevenir que o algoritmo fique estagnado em um mínimo local, além de possibilitar que se chegue em qualquer ponto do espaço de busca. Com uma taxa muito alta a busca se torna essencialmente aleatória.

O algoritmo genético simples, como descrito anteriormente é adequado para resolver problemas de otimização mono-objetivo. Entretanto, muitas aplicações reais em projeto envolvem a otimização de múltiplos objetivos simultaneamente, como é o caso do estudo abordado neste trabalho. A otimização multiobjetivo é conceitualmente diferente da otimização mono-objetivo. Na otimização mono-objetivo tenta-se obter o melhor projeto ou vetor de decisão, o qual é, geralmente, o mínimo ou máximo global. No caso de múltiplos objetivos, não existe uma única solução que seja ótima para todos os objetivos simultaneamente. O que há é um conjunto de soluções de compromisso denominado conjunto de Pareto, que no espaço das funções objetivo se traduz na fronteira de Pareto, como visto no capítulo 3.

Em seguida, será apresentada a evolução do *Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II)*, um algoritmo genético multiobjetivo que foi selecionado para ser utilizado como otimizador na metodologia proposta.

#### 4.1.1 *Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm*

O NSGA, *Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm*, desenvolvido por Srinivas e Deb, 1995, difere do algoritmo genético simples somente pelo modo de operação do operador de seleção. Os operadores de cruzamento e mutação permanecem os mesmos. Antes de realizar a seleção, a população é ordenada com base no critério de classificação por não-dominância conhecido como *Pareto Ranking*. Os indivíduos não-dominados presentes na população são identificados. Assume-se então, que eles constituem a primeira fronteira não-dominada e atribui-lhes um alto valor de adaptabilidade. O mesmo valor de adaptabilidade é atribuído a cada um dos indivíduos que constituem a fronteira não-dominada, a fim de lhes dar o mesmo potencial reprodutivo. A fim de manter a diversidade na população, os indivíduos têm sua adaptabilidade alterada pelo operador *sharing*. A alteração consiste em uma degradação do valor da adaptabilidade que é obtida dividindo-se a adaptabilidade atribuída ao indivíduo por um valor proporcional ao número de indivíduos localizados ao seu



redor. Isso faz com que várias soluções ótimas diferentes co-existam na população. Uma vez aplicado o *sharing*, os indivíduos da primeira fronteira não-dominada são temporariamente ignorados para que o processo de classificação seja feito com o restante da população para identificar os indivíduos da segunda fronteira não-dominada. Um novo valor de adaptabilidade, menor que o valor da adaptabilidade mínima já degradada pelo *sharing* da primeira fronteira, é atribuído aos indivíduos que constituem a segunda fronteira. Esse processo é repetido até que toda a população tenha sido classificada em diferentes fronteiras, como mostra a Figura 4.8.

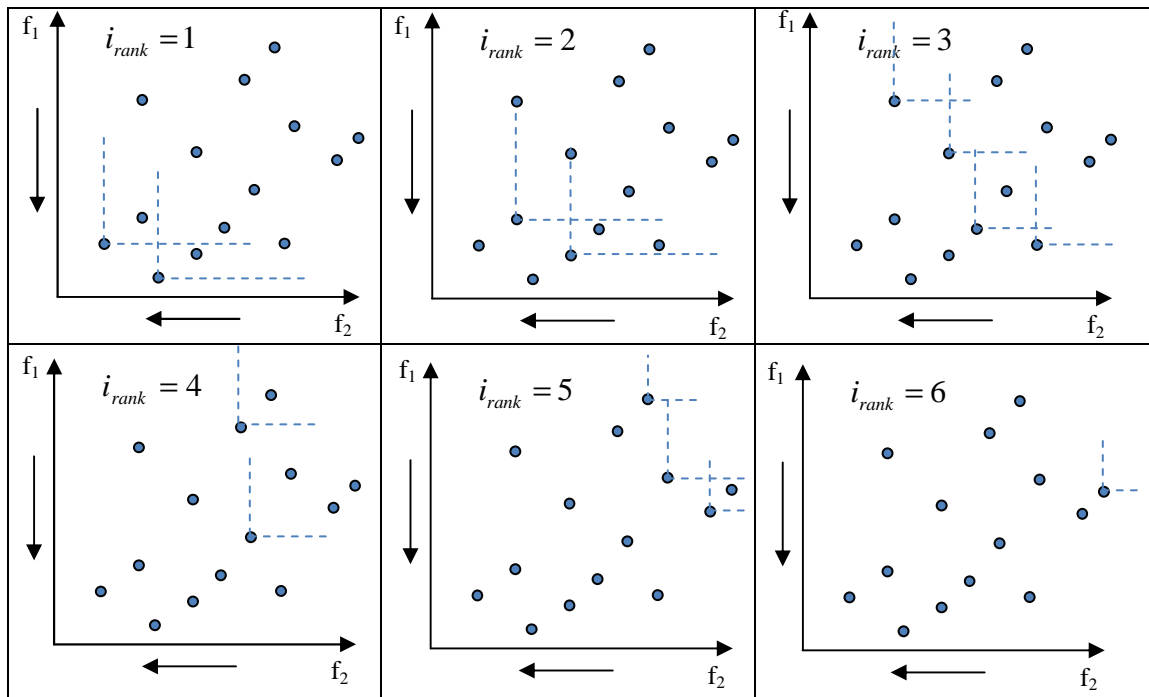


Figura 4.8 - Classificação da população pelo critério de não-dominância.

É realizada uma seleção estocástica proporcional às adaptabilidades atribuídas aos indivíduos. Uma vez que os indivíduos na primeira fronteira têm valores máximos de adaptabilidade, eles geralmente têm mais cópias do que o restante da população. Isso auxilia na busca por soluções não-dominadas ou fronteiras de Pareto. Como resultado tem-se uma rápida convergência da população para regiões não-dominadas e o operador *sharing* auxilia na

distribuição das soluções sobre essa região. A Figura 4.9 mostra uma representação do algoritmo.

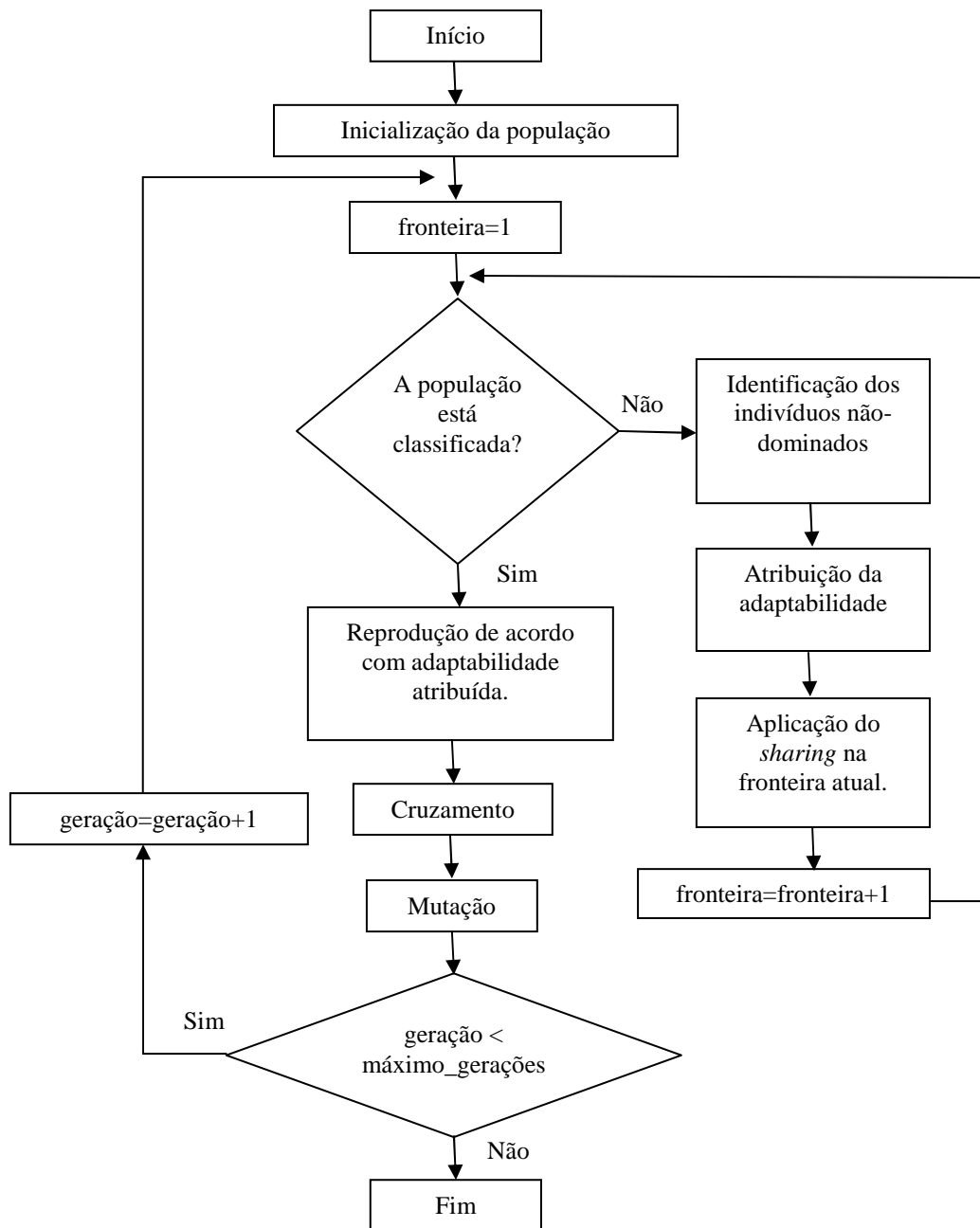


Figura 4.9 - Algoritmo do NSGA.

O algoritmo do NSGA é muito similar ao algoritmo do Algoritmo Genético simples exceto pela classificação das fronteiras não-dominadas e o operador

*sharing*. O valor do *sharing* em cada fronteira é obtido pelo cálculo da função *sharing* entre dois indivíduos na mesma fronteira como segue:

$$Sh(\ell_{ij}) = \begin{cases} 1 - \left( \frac{\ell_{ij}}{\sigma_{share}} \right)^2, & \text{se } \ell_{ij} < \sigma_{share}; \\ 0, & \text{caso contrário.} \end{cases} \quad (4.1)$$

Na Equação (4.1), o parâmetro  $\ell_{ij}$  é a distância Euclidiana entre os indivíduos  $i$  e  $j$  na fronteira atual e  $\sigma_{share}$  é a máxima distância permitida entre quaisquer dois indivíduos para que pertençam ao mesmo nicho. Um novo parâmetro, *niche count*, é calculado adicionando o valor da função *sharing* a todos os indivíduos da fronteira atual. Finalmente, a adaptabilidade compartilhada (*shared fitness*) de cada indivíduo é calculada dividindo sua adaptabilidade atribuída pelo seu *niche count*.

A eficiência do NSGA consiste no modo como ele traduz múltiplos objetivos em adaptabilidades atribuídas usando o *Pareto Ranking*. Outro aspecto importante é que podem ser utilizados quantos objetivos forem necessários e tanto problemas de maximização quanto de minimização podem ser resolvidos. Mas, algumas melhorias ainda se faziam necessárias nos seguintes pontos:

- Necessidade de especificar o valor do parâmetro  $\sigma_{share}$ : Mecanismos tradicionais para garantir diversidade na população a fim de obter uma grande variedade de soluções equivalentes dependem fortemente do conceito de *sharing*. O principal problema é a necessidade de especificar um parâmetro adicional  $\sigma_{share}$ .
- Não ter elitismo: A presença de elitismo acelera o desempenho do algoritmo genético significativamente e também auxilia a prevenir a perda de boas soluções que tenham sido encontradas durante a busca (Rudolph, 1999 e Zitzler et.al, 2000).

A fim de melhorar os pontos citados acima, o NSGA foi modificado por Deb et. al (2002) dando origem ao *Fast Elistist Non-dominated Sorting Genetic Algorithm*, conhecido como NSGA-II. As principais alterações no método são descritas a seguir.

#### 4.1.2 Estimativa de Densidade no NSGA-II

Para obter uma estimativa da densidade das soluções ao redor de uma solução particular na população, foi considerada a distância média entre dois pontos de cada lado ao longo de cada objetivo. Essa quantidade,  $i_{distance}$ , serve para estimar o tamanho do maior hipercubo em torno do ponto  $i$  sem incluir qualquer outro ponto na população. Esse processo é chamado *crowding distance*. Na Figura 4.10 o *crowding distance* da  $i$ ésima solução nessa fronteira (marcado com círculo sólido) é a média do comprimento lateral do cubóide (mostrado com a caixa pontilhada).

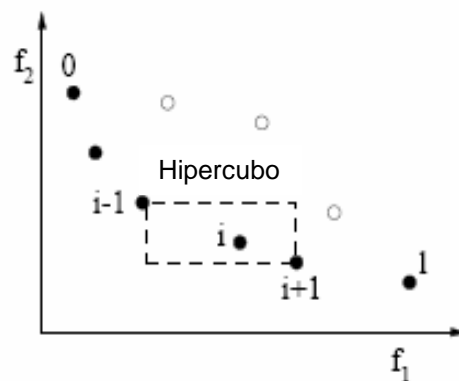


Figura 4.10 - Representação do *crowding distance*.

Fonte: Deb et al. (2002)

O operador de comparação ( $\prec_n$ ) guia o processo de seleção levando a um espalhamento uniforme da fronteira de Pareto. Assim, cada indivíduo  $i$  da população possuirá dois atributos: classificação da fronteira ( $i_{rank}$ ) e *crowding distance* local ( $i_{distance}$ ).

Definindo o operador de comparação,

$$i \prec_n j \text{ if } (i_{rank} < j_{rank}) \text{ ou } ((i_{rank} = j_{rank}) \text{ e } (i_{distance} > j_{distance})) \quad (4.2)$$

Portanto, entre duas soluções em diferentes fronteiras, aquela que estiver na fronteira com menor classificação será preferida. Por outro lado, se ambas estiverem na mesma fronteira então será escolhida aquela que estiver em uma região com o menor número de soluções vizinhas.

#### 4.1.3 Elitismo no NSGA-II

O algoritmo do NSGA-II é bastante similar ao do NSGA na fase de inicialização. Entretanto, diferentemente do NSGA que utilizava a amostragem estocástica universal ou "Roda da Roleta" para realizar a seleção, o NSGA-II utiliza o torneio binário. O torneio binário consiste em amostrar aleatoriamente com distribuição uniforme dois pontos da população atual e compará-los. Aquele que tiver a melhor adaptabilidade "ganha", ou seja, é selecionado para compor o *mating pool* da fase de cruzamento. A partir da primeira geração, o processo torna-se diferente. O processo de elitismo para  $t \geq 1$ , onde  $t$  representa o número de gerações, é realizado como segue.

Primeiramente, obtém-se uma população combinada  $R_t = P_t + Q_t$ , onde  $P_t$  representa a população atual (de pais) e  $Q_t$  representa a população de descendentes ou filhos criada a partir da aplicação dos operadores de seleção, cruzamento e mutação. Observe que a população  $R_t$  terá tamanho  $2N$ , onde  $N$  representa o tamanho da população. Então, a população  $R_t$  é classificada segundo o critério de não-dominância. A nova população de pais  $P_{t+1}$  é formada adicionando membros da primeira fronteira até que o tamanho exceda  $N$ . Posteriormente, as soluções da última fronteira aceita são sorteadas com base no operador de comparação ( $\prec_n$ ) e os primeiros  $N$  pontos são selecionados. Essa população será submetida ao processo de seleção,

cruzamento e mutação e dará origem a próxima população de filhos  $Q_{t+1}$  de tamanho  $N$ . Observe que a seleção agora é baseada no operador de comparação ( $\prec_n$ ). O procedimento e o algoritmo do NSGA-II são mostrados nas Figuras 4.11 e 4.12.

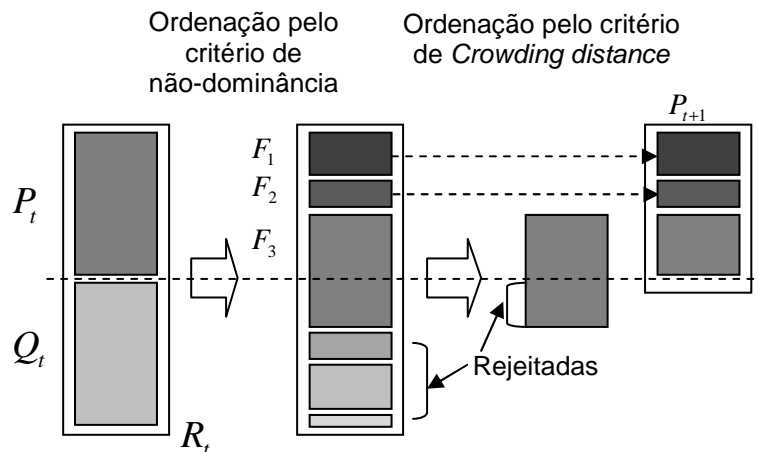


Figura 4.11- Procedimento do NSGA-II.

Fonte: Adaptado de Deb et al. (2002)

No próximo capítulo será apresentada a metodologia proposta para a otimização do *layout* de equipamentos no interior de satélites artificiais.

#### 4.1.4 Tratamento de restrições

A versão do NSGA-II implementada no modeFrontier trata as restrições utilizando o critério de dominância da seguinte maneira:

Uma solução A domina uma solução B caso:

- A solução A é viável, e a solução B inviável
- Ambas as soluções são viáveis, e solução A domina a solução B (usando critérios de dominância de Pareto)
- Ambas as soluções são inviáveis, e a solução A tem uma violação menor das restrições. Neste caso a medida de violação é feita com base na soma das violações de todas as restrições (sem normalização). A solução que apresentar a menor soma assume uma posição melhor no ranking.

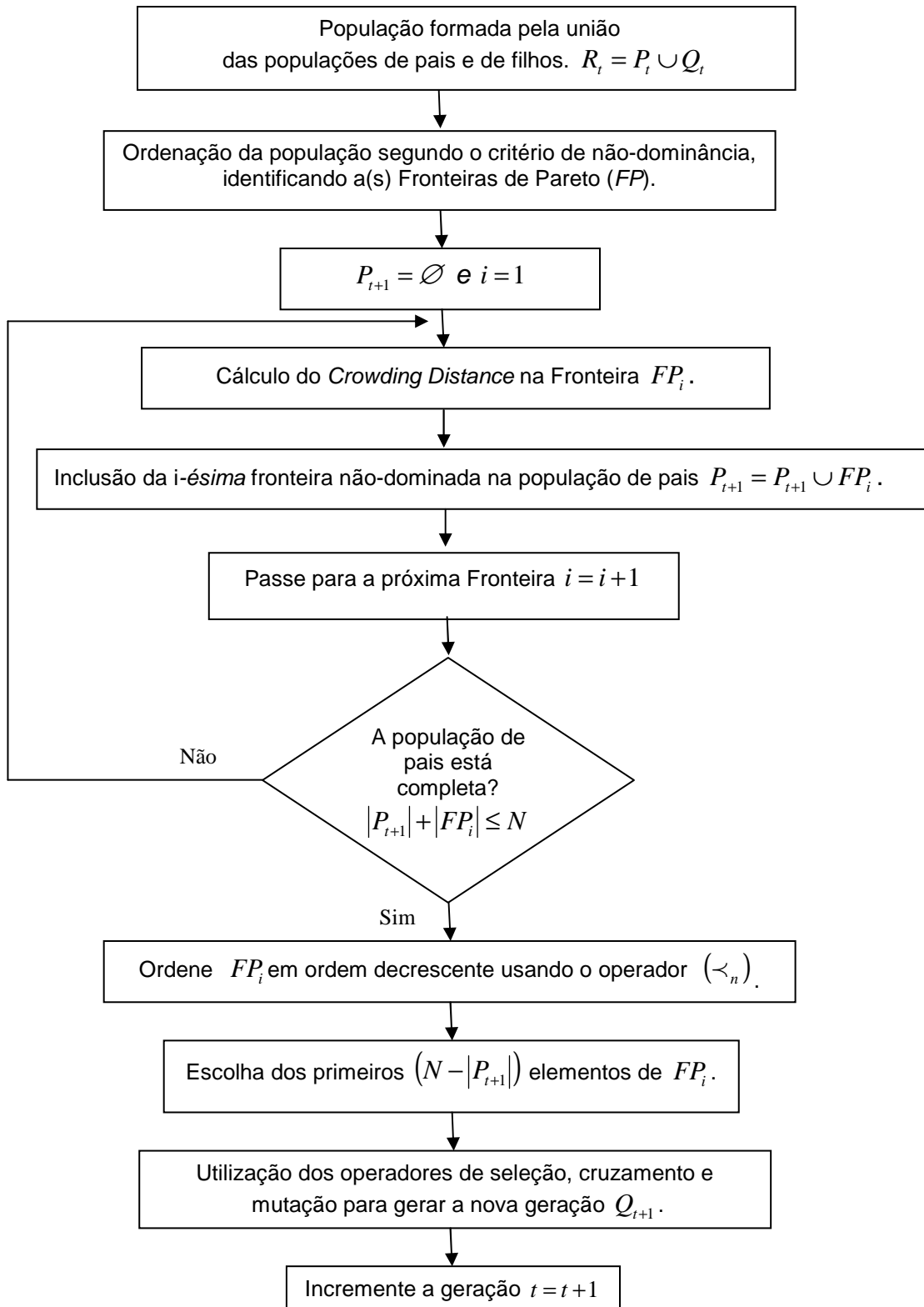


Figura 4.12 - Algoritmo do NSGA-II.





## 5 METODOLOGIA PARA A OTIMIZAÇÃO DE LAYOUT EM SATÉLITES ARTIFICIAIS

A metodologia desenvolvida nesse trabalho visa auxiliar aos projetistas fornecendo-lhes, já na fase do projeto conceitual do satélite, um conjunto de *layouts* viáveis e otimizados em relação aos fatores mencionados abaixo. Em posse desse conjunto, eles poderão selecionar aquele, ou aqueles, que julgarem mais adequados, para passarem às fases posteriores de projeto.

Como mencionado no capítulo 2, um procedimento para a alocação espacial dos equipamentos deve levar em conta não só as dimensões dos mesmos, mas também outros fatores. Nessa metodologia serão considerados para o posicionamento ótimo dos equipamentos, a posição desejada para o centro de massa do satélite, requisitos de alinhamento dos eixos principais de inércia e a uniformidade de dissipação de potência térmica. Esses requisitos serão apresentados mais detalhadamente a seguir.

### 5.1 Posicionamento do Centro de Gravidade do Satélite

Tal como é mostrado na Figura 5.1, o centro de gravidade,  $CG$ , de um corpo tridimensional, homogêneo e rígido é obtido dividindo primeiro o corpo em pequenos elementos e depois considerando que o peso total  $P$  do corpo, o qual é aplicado no  $CG$ , é equivalente ao sistema de forças distribuídas  $\Delta P$ , representativas dos pesos dos elementos pequenos.

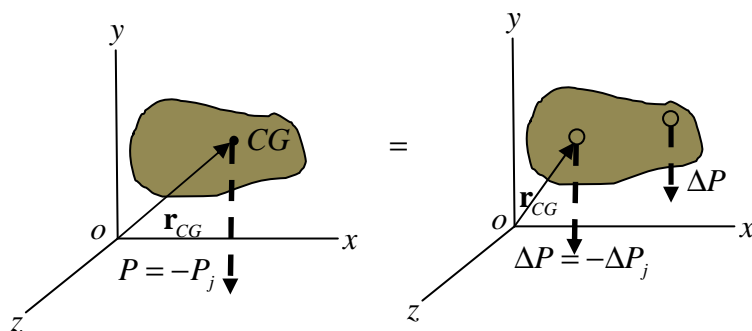


Figura 5.1 - Centro de gravidade de um corpo tridimensional.

O centróide, o centro de gravidade e o centro de massa podem, sob certas circunstâncias, coincidir entre si. Nesses casos, pode-se utilizar os termos de maneira intercambiável, mesmo que designem conceitos diferentes. O centróide é um conceito puramente geométrico enquanto que os outros dois se relacionam com as propriedades físicas de um corpo. Para que o centróide coincida com o centro de massa, o objeto deve ter densidade uniforme, ou a distribuição de matéria através do objeto deve ter certas propriedades, tais como simetria. Para que um centróide coincida com o centro de gravidade, o centróide deve coincidir com o centro de massa e o objeto deve estar sob a influência de um campo gravitacional uniforme. Em um sistemas de massas pontuais o centro de massa é o ponto onde se supõe concentrada toda a massa do sistema. Considerando que não há grandes variações no campo gravitacional, pode-se dizer que o centro de gravidade e o centro de massa são coincidentes.

Escolhendo, por exemplo, o eixo  $y$  vertical, com sentido positivo para cima, e designando  $\mathbf{r}_{CG}$  como vetor-posição de  $CG$ , deduz-se a partir do teorema de Varignon, que  $P$  é igual à soma dos pesos elementares  $\Delta P$  e que o seu momento em relação à  $O$  é igual à soma dos momentos dos pesos elementares em relação a  $O$ . Introduzindo os vetores unitários  $i, j, k$ , orientados segundo os eixos  $x, y, z$ , respectivamente e aplicando as regras do produto vetorial obtém-se:

$$\sum F_y = 0 \Leftrightarrow -P_j = \sum (-\Delta P_j) \quad (5.1)$$

$$\sum M_o = 0 \Leftrightarrow \mathbf{r}_{CG} \times (-P_j) = \sum [\mathbf{r}_{CG} \times (-\Delta P_j)]$$

Considerando que  $P$  é um escalar, é possível reescrever a Equação (5.1) na forma:

$$\mathbf{r}_{CG} P \times (-j) = \sum (\mathbf{r}_{CG} \Delta P) \times (-j) \quad (5.2)$$

A partir da Equação (5.2), observa-se que o peso total  $P$  do corpo será equivalente ao sistema dos pesos elementares caso sejam satisfeitas as seguintes condições:

$$P = \sum \Delta P$$

$$\mathbf{r}_{CG}P = \sum \mathbf{r}\Delta P$$

Aumentando o número de elementos e reduzindo simultaneamente o seu tamanho obtêm-se, no limite, as seguintes condições:

$$P = \int dP \quad (5.3)$$

$$\mathbf{r}_{CG}P = \int \mathbf{r}dP$$

Observa-se que as relações obtidas são independentes da orientação do corpo. Por exemplo, se o corpo e os eixos coordenados forem girados de tal modo que o eixo  $z$  aponte para cima, o vetor unitário  $-j$  será substituído pelo vetor unitário  $-k$  nas Equações (5.1) e (5.2), mas as relações (5.3) permanecem inalteradas. Decompondo os vetores  $\mathbf{r}_{CG}$  e  $\mathbf{r}$  em componentes cartesianas, verifica-se que a segunda das equações (5.3) é equivalente às seguintes equações de escalares:

$$\begin{aligned} \bar{x}P &= \int x dP \\ \bar{y}P &= \int y dP \\ \bar{z}P &= \int z dP \end{aligned} \quad (5.4)$$

Se o corpo for constituído por material homogêneo de peso específico  $\gamma$ , o valor do peso de um elemento infinitesimal  $dP$  pode ser expresso em função do volume desse mesmo elemento  $dV$  e o peso total  $P$  em função do volume total  $V$ , sendo estes, matematicamente, dados por:

$$dP = \gamma dV$$

$$P = \gamma V$$

Substituindo as expressões acima na segunda das equações (5.3), obtém-se:

$$\mathbf{r}_{CG}V = \int \mathbf{r}dV \quad (5.5)$$

ou na forma escalar com coordenadas cartesianas:

$$\begin{aligned} \bar{x}V &= \int x dV \\ \bar{y}V &= \int y dV \\ \bar{z}V &= \int z dV \end{aligned} \quad (5.6)$$

O ponto de coordenadas  $\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}$  é também conhecido como centróide  $C$  do volume  $V$  do corpo.

A integral  $\int x dV$  é conhecido como o momento estático ou momento de primeira ordem do volume em relação ao plano  $yz$ . Analogamente, as integrais  $\int y dV$  e  $\int z dV$  definem os momentos estáticos ou momentos de primeira ordem do volume em relação aos planos  $zx$  e  $xy$ , respectivamente. A partir das Equações (5.6), verifica-se que se o centróide de um volume está localizado num plano coordenado, o momento em relação a esse plano é nulo.

Um volume é considerado simétrico em relação a um dado plano se a todos os pontos  $S$  do volume corresponderem a pontos  $S'$  do mesmo volume tal que o segmento  $SS'$  seja perpendicular ao referido plano e o volume seja dividido em duas partes iguais por este plano. Naturalmente, o plano é designado plano de simetria do volume e quando um dado volume  $V$  possui um plano de simetria, o seu centróide tem de estar localizado sobre este plano. Quando o volume tem dois planos de simetria, o seu centróide deve estar localizado sobre a reta de intersecção dos dois planos de simetria. Finalmente, quando o volume possui três planos de simetria, que se interceptam num ponto perfeitamente definido, este ponto de intersecção é coincidente com o centróide do volume. Estas propriedades da simetria permitem determinar de forma simples e imediata o centróide de esferas, elipsóides, cubos, paralelepípedos, cilindros etc.

### 5.1.1 Corpos Compostos

Se um corpo pode ser dividido em diversos outros corpos que possuem formas regulares e bem conhecidas, o seu centro de gravidade ( $CG$ ) pode ser determinado igualando-se o momento do seu peso total em relação a  $O$  à soma dos momentos dos pesos dos corpos componentes em relação a esse mesmo ponto. Seguindo o mesmo procedimento descrito acima e escrevendo em função da massa, obtêm-se então as seguintes equações, que definem as coordenadas ( $XCG_{calc}, YCG_{calc}, ZCG_{calc}$ ) do centro de gravidade

$$XCG_{calc} = \frac{\sum_{i=1}^N x_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad YCG_{calc} = \frac{\sum_{i=1}^N y_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad ZCG_{calc} = \frac{\sum_{i=1}^N z_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad (5.7)$$

É desejável que o *layout* dos equipamentos no interior de satélites artificiais seja construído de tal forma que minimize a distância do seu centro de gravidade ao seu centro geométrico.

## 5.2 Heurística para a determinação da uniformidade de potência térmica.

Os equipamentos apresentam dissipações térmicas diferentes. É desejável, e em alguns casos mandatório, que equipamentos com alta dissipação térmica não fiquem próximos uns dos outros evitando altas densidades de potência térmica concentradas em determinadas regiões do painel.

Foi desenvolvida uma heurística visando representar a forma empírica aplicada pelos engenheiros na fase conceitual de projeto para evitar altas densidades de potência dissipada pelos equipamentos sobre os painéis do satélite.

Foi desenvolvido um modelo geométrico simplificado onde a estrutura do satélite pode ser representada por placas de espessura desprezível, ou seja, elas somente delimitam o volume dentro do qual os equipamentos devem

estar contidos. Os equipamentos são representados por formas geométricas simples, tais como esferas, cilindros, paralelepípedos e cubos. Para definir cada um dos equipamentos é necessário estimar um ponto qualquer contido no volume delimitado para o módulo do satélite. Esse ponto representará o centro geométrico do equipamento. A partir de tal ponto, os limites mínimo e máximo do equipamento são definidos como pode ser visto nas Equações (5.8 a 5.13) e na Figura 5.2.

$$x_{ii} = x_{0i} - \frac{l_i}{2} \quad (5.8)$$

$$x_{fi} = x_{0i} + \frac{l_i}{2} \quad (5.9)$$

$$y_{ii} = y_{0i} - \frac{b_i}{2} \quad (5.10)$$

$$y_{fi} = y_{0i} + \frac{b_i}{2} \quad (5.11)$$

$$z_{ii} = z_{0i} - \frac{h_i}{2} \quad (5.12)$$

$$z_{fi} = z_{0i} + \frac{h_i}{2} \quad (5.13)$$

onde  $x_{0i}$ ,  $y_{0i}$ ,  $z_{0i}$  são as coordenadas de um ponto qualquer estimado aleatoriamente respeitando o espaço de projeto que representará o centróide do equipamento  $i$ ,  $(x_{ii}, y_{ii}, z_{ii})$  e  $(x_{fi}, y_{fi}, z_{fi})$  representam as coordenadas mínimas e máximas do equipamento  $i$ .  $l_i$ ,  $b_i$  e  $h_i$  representam respectivamente o comprimento, a largura e a altura do equipamento  $i$ , que são dados de entrada.

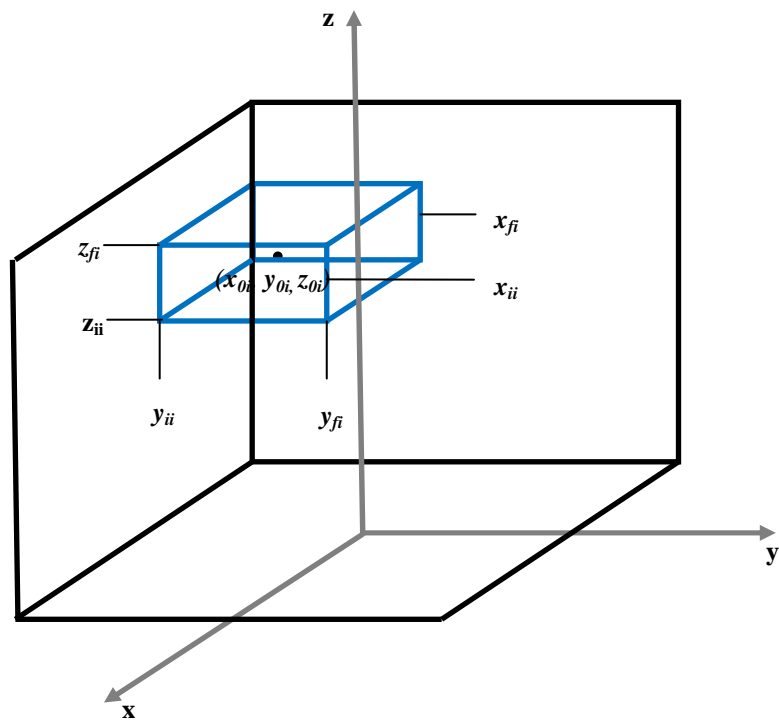


Figura 5.2 - Representação esquemática de um compartimento de um satélite com um equipamento.

Cada equipamento apresenta uma face para montagem previamente definida. Logo, estima-se aleatoriamente em qual painel  $k$  o equipamento  $i$  será fixado e translada-se o equipamento de forma que sua face de fixação coincida com a localização do painel.

### 5.2.1 Primeira abordagem para a determinação da uniformidade de potência

Cada equipamento apresenta uma potência térmica que deve ser dissipada majoritariamente por condução através da área de acoplamento do equipamento para o painel onde ele está fixado.

A condição ideal é que a dissipação seja uniforme em todo o painel, logo definimos a dissipação de referência como:

$$D_{ref} = \frac{\sum_{i=1}^N \mathcal{P}_i}{\sum_{k=1}^{N_p} A_k} \quad (5.14)$$

onde  $\mathcal{P}_i$  é a potência dissipada pelo equipamento  $i$ ,  $N_p$  é o número de painéis,  $N$  é o número de equipamentos e  $A_k$  é a área de cada painel  $k$ .

Para avaliar a uniformidade de fluxo sobre o painel, o mesmo foi dividido em células. O número de células em cada painel,  $N_c$ , é definido como segue:

$$N_c = N^2 \quad (5.15)$$

Em seguida, calcula-se a dissipação sobre cada célula

$$D_j = \frac{A_{intersecção,ji}}{A_{célula,j}} * \frac{\mathcal{P}_i}{A_{equipamento,i}} \quad (5.16)$$

onde  $A_{intersecção}$  representa a área de intersecção entre o equipamento  $i$  e a célula  $j$ ,  $A_{célula}$  representa a área da célula,  $P$  e  $A_{equipamento}$  representam respectivamente a dissipação térmica e a área de interface de montagem do equipamento  $i$ .

### 5.2.2 Segunda abordagem para a determinação da uniformidade de potência

Como descrito anteriormente, o painel sobre o qual os equipamentos são fixados foi dividido em células. Nessa abordagem, o número de células é determinado por

$$N_c = \left( \frac{L_{painel}}{\frac{\min(l_i, b_i, h_i)}{2}} \right)^2 \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (5.17)$$



Considerando a dissipação como uma fonte pontual localizada no centro do equipamento calcula-se a contribuição da dissipação de cada equipamento para cada uma das células, como mostram a Figura 5.3 e a Equação (5.18).

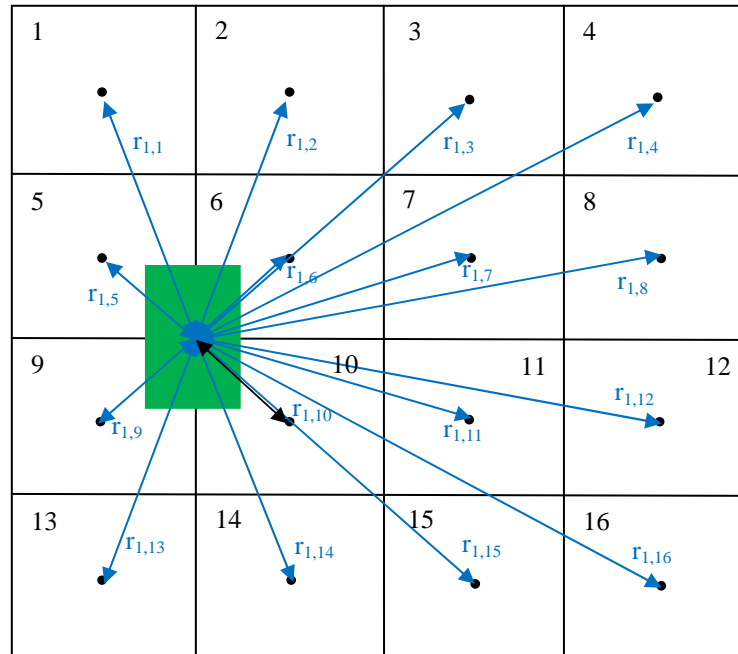


Figura 5.3 - Representação da contribuição da dissipação de potência térmica para cada uma das células.

$$D_{ij} = \frac{\mathcal{P}_i}{r_{ij}^2} \quad \begin{array}{l} i = 1, 2, \dots, N \\ j = 1, 2, \dots, N_c \end{array} \quad (5.18)$$

onde  $r_{ij}$  representa a distância euclidiana entre o centro do equipamento e o centro da célula.

A seguir, calcula-se a contribuição de potência de todos os equipamentos que estiverem localizados sobre o painel para cada célula

$$D_{cel j} = \sum_{i=1}^N D_{ij} \quad (5.19)$$

A dissipação média sobre o painel é

$$\bar{D}_{cel} = \frac{\sum_{j=1}^{N_c} D_{cel j}}{N_c} \quad (5.20)$$

O desvio padrão da dissipação de potência sobre o painel é dada por

$$D_{dp} = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{N_c} (D_{cel j} - \bar{D}_{cel})^2}{N_c}} \quad (5.21)$$

Os testes de cada uma das abordagens acima serão mostrados no capítulo 6.

### 5.3 Alinhamento dos eixos principais de inércia

O momento de inércia de um corpo é um parâmetro de importância fundamental para determinar o comportamento cinemático do mesmo, da mesma maneira que a massa é fundamental para determinar as leis do movimento de translação. Se colocarmos um corpo em rotação em torno de um eixo, o momento necessário para fazê-lo parar é tanto maior quanto maior for o momento de inércia do corpo com relação ao eixo de rotação.

A equação do movimento de rotação para um sistema de partículas envolve a taxa de variação do momento angular  $H$ . Considerando  $H$  para o caso particular de um corpo rígido girando em torno do ponto  $Q$

$$H_Q = \sum_{i=1}^{N_{part}} \mathbf{r}_i \times m_i \dot{\mathbf{r}}_i \quad (5.22)$$

onde  $\mathbf{r}_i$  e  $\dot{\mathbf{r}}_i$  são os vetores posição e velocidade da partícula  $m_i$ , respectivamente, com relação ao ponto de referência  $Q$  e  $N_{part}$  é o número de

partículas. Assumindo que  $Q$  está fixo no corpo, as magnitudes de todos os  $\mathbf{r}_i$  são constantes. Assim,

$$\dot{\mathbf{r}}_i = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_i \quad (5.23)$$

onde  $\boldsymbol{\omega}$  é a velocidade angular absoluta do corpo. Das Equações (5.23 e 5.24) obtém-se

$$H_Q = \sum_{i=1}^{N_{part}} m_i \mathbf{r}_i \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_i) \quad (5.24)$$

Considerando um corpo rígido com distribuição de massa contínua, a massa da partícula será dada por  $\rho dV$  onde o escalar  $\rho$  é a densidade daquele volume elementar. Aumentando o número de volumes elementares, verifica-se que, no limite

$$H_Q = \int_V \rho \mathbf{r}_v \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_v) dV \quad (5.25)$$

onde  $\mathbf{r}_v$  é o vetor posição do elemento volumétrico  $dV$ .

Considerando a referência na origem  $O$  do sistema de coordenadas cartesianas e um elemento volumétrico localizado em  $(x, y, z)$ , como mostrado na Figura 5.4, pode-se escrever

$$\mathbf{r}_v = xi + yj + zk \quad (5.26)$$

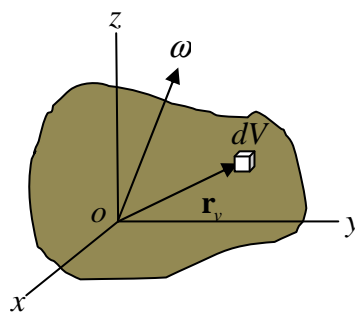


Figura 5.4 - Elemento volumétrico típico em um corpo rígido em rotação.

As coordenadas cartesianas da velocidade angular do corpo são dadas por

$$\omega = \omega_x i + \omega_y j + \omega_z k \quad (5.27)$$

Calculando o produto vetorial entre  $\omega \times \mathbf{r}_v$

$$\omega \times \mathbf{r}_v = (z\omega_y - y\omega_z)i + (x\omega_z - z\omega_x)j + (y\omega_x - x\omega_y)k \quad (5.28)$$

De forma análoga,

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_v \times (\omega \times \mathbf{r}_v) = & [(y^2 + z^2)\omega_x - xy\omega_y - xz\omega_z]i \\ & + [-yx\omega_x + (x^2 + z^2)\omega_y - yz\omega_z]j \\ & + [-zx\omega_x + yz\omega_y - (x^2 + y^2)\omega_z]k \end{aligned} \quad (5.29)$$

Os momentos de inércia são definidos como

$$\begin{aligned} I_{xx} &= \int_V \rho(y^2 + z^2) dV \\ I_{yy} &= \int_V \rho(x^2 + z^2) dV \\ I_{zz} &= \int_V \rho(x^2 + y^2) dV \end{aligned} \quad (5.30)$$

E os produtos de inércia são dados por

$$\begin{aligned} I_{xy} &= I_{yx} = -\int_V \rho xy dV \\ I_{xz} &= I_{zx} = -\int_V \rho xz dV \\ I_{yz} &= I_{zy} = -\int_V \rho yz dV \end{aligned} \quad (5.31)$$

Utilizando essas equações e as Equações (5.25) e (5.29), pode-se escrever o momento angular na forma

$$\begin{aligned} H = & (I_{xx}\omega_x + I_{xy}\omega_y + I_{xz}\omega_z)i \\ & + (I_{yx}\omega_x + I_{yy}\omega_y + I_{yz}\omega_z)j \\ & + (I_{zx}\omega_x + I_{zy}\omega_y + I_{zz}\omega_z)k \end{aligned} \quad (5.32)$$

ou ainda

$$H = H_x i + H_y j + H_z k \quad (5.33)$$

onde

$$\begin{aligned}
H_x &= I_{xx}\omega_x + I_{xy}\omega_y + I_{xz}\omega_z \\
H_y &= I_{yx}\omega_x + I_{yy}\omega_y + I_{yz}\omega_z \\
H_z &= I_{zx}\omega_x + I_{zy}\omega_y + I_{zz}\omega_z
\end{aligned} \tag{5.34}$$

Escrevendo de forma compacta

$$\{H\} = [I]\{\omega\} \tag{5.35}$$

onde  $[I]$  é a matriz de inércia do corpo dada por

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{5.36}$$

Da Equação (5.30), observa-se que os momentos de inércia não podem ser negativos

$$I_{xx} + I_{yy} + I_{zz} = 2 \int_V \rho r_v^2 dV \tag{5.37}$$

onde o quadrado da distância em relação à origem é dado por

$$r_v^2 = x^2 + y^2 + z^2 \tag{5.38}$$

Assim, a distância  $r$  correspondente a qualquer elemento de massa  $\rho dV$  de um corpo rígido não é alterada com uma rotação dos eixos. Portanto o somatório dos momentos de inércia é invariante com relação a uma rotação do sistema de coordenadas.

Considerando agora os produtos de inércia, pode-se ver da Equação (5.31) que uma rotação no sistema de coordenadas pode alterar seus sinais. Uma rotação de  $180^\circ$  em torno do eixo  $x$ , por exemplo, inverte os sinais de  $I_{xy}$  e  $I_{xz}$ , enquanto  $I_{yz}$  permanece inalterado. Isso ocorre porque o sentido positivo dos eixos  $y$  e  $z$  estão invertidos. Portanto, os produtos de inércia não têm preferência de sinal, como têm os momentos de inércia. Os momentos e produtos de inércia variam suavemente com alterações na orientação do sistema coordenado (Greenwood, 1965) porque os cossenos diretores variam suavemente. Portanto, pode sempre ser encontrada uma orientação para a

qual os produtos de inércia sejam zero. Na verdade, sempre é possível encontrar uma orientação para o sistema de coordenadas relativo a um dado corpo rígido tal que todos os produtos de inércia sejam zero simultaneamente, isto é, a matriz de inércia é diagonal. Os três eixos coordenados mutuamente ortogonais são conhecidos como eixos principais e, nesse caso, os correspondentes momentos de inércia são os momentos principais de inércia.

Assumindo que foram encontrados os eixos principais de inércia para um dado corpo rígido e tomando esses eixos como eixos coordenados, é possível ver da Equação (5.34) que se o corpo estiver girando em torno de qualquer eixo que passe pela origem, os componentes do momento angular serão

$$\begin{aligned} H_x &= I_{xx} \omega_x \\ H_y &= I_{yx} \omega_x \\ H_z &= I_{zx} \omega_x \end{aligned} \quad (5.39)$$

já que todos os produtos de inércia são iguais a zero. Em particular, se o eixo instantâneo de rotação for um eixo principal, então  $H$  e  $\omega$  são paralelos. Por exemplo, se  $\omega$  é paralelo ao eixo  $x$ , então  $\omega_y = \omega_z = 0$ , conseqüentemente  $H_y = H_z = 0$ . Portanto,  $H$  também será paralelo ao eixo  $x$ . Em geral, se  $\omega$  estiver em torno de um eixo principal, então

$$H = I\omega \quad (5.40)$$

onde  $I$  é a matriz de inércia diagonal, contendo os momentos de inércia em torno dos eixos principais.

Considerando novamente as expressões gerais para as componentes do momento angular dado pela Equação (5.34), observa-se que se a velocidade angular  $\omega$  for paralela ao eixo  $x$ , então  $H$  não será paralelo a  $\omega$  a menos que  $I_{yx}$  e  $I_{zx}$  forem iguais a zero. Se esses produtos de inércia forem iguais a zero,

será necessária somente uma rotação em torno do eixo  $x$  para eliminar o terceiro produto de inércia. Portanto, se  $H$  é paralelo a  $\omega$ , então o eixo  $x$  é um eixo principal. O mesmo argumento pode ser aplicado se  $H$  e  $\omega$  forem paralelos a outro eixo coordenado. Portanto, conclui-se que  $H$  e  $\omega$  serão paralelos somente se a rotação ocorrer em torno de um eixo principal.

Assumindo uma orientação arbitrária para os eixos de referência relativos a um corpo rígido em rotação, pode-se reescrever a Equação (5.34) na forma

$$\begin{Bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{Bmatrix} \quad (5.41)$$

Considerando que  $H$  e  $\omega$  são paralelos, pode-se reescrever a Equação (5.39)

$$\begin{Bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{Bmatrix} = \lambda \begin{Bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{Bmatrix} \quad (5.42)$$

onde  $\lambda$  é um escalar que representa o momento de inércia em torno do eixo de rotação instantâneo, que é um eixo principal. Portanto,  $\lambda$  é um momento principal de inércia. Considerando o lado direito das Equações (5.41) e (5.42) e notando que  $\lambda = \lambda[1]$ , obtém-se

$$\begin{bmatrix} (I_{xx} - \lambda) & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & (I_{yy} - \lambda) & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & (I_{zz} - \lambda) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{Bmatrix} = 0 \quad (5.43)$$

Assumindo que  $\omega \neq 0$ . Portanto, o determinante da matriz de coeficientes deve ser zero, isto é

$$\begin{bmatrix} (I_{xx} - \lambda) & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & (I_{yy} - \lambda) & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & (I_{zz} - \lambda) \end{bmatrix} = 0 \quad (5.44)$$

Esse determinante leva a uma equação cúbica em  $\lambda$  conhecida como equação característica da matriz. As três raízes dessa equação representam os momentos principais de inércia e suas direções principais correspondentes (autovetores) são encontradas substituindo as três raízes, uma de cada vez, na Equação (5.43). Pode ser visto que o problema pode ser resolvido somente para as razões das componentes de  $\omega$ , não para suas magnitudes.

Portanto, o problema de encontrar os momentos principais de inércia e os correspondentes eixos principais é um exemplo de um problema de autovalores, que pode ser escrito na forma

$$[I]\{\omega\} - \lambda\{\omega\} = 0 \quad (5.45)$$

que é equivalente à Equação (5.43). Como a matriz de inércia é simétrica, seus autovalores são reais.

Considerando um corpo rígido qualquer em rotação, é possível determinar os ângulos formados entre os eixos coordenados com origem no centro de massa e os eixos principais de inércia. Para isso, calcula-se a matriz de inércia do corpo com relação ao seu centro de massa e determina-se seus autovalores  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  e os respectivos autovetores normalizados  $V_1, V_2, V_3$ . Os arco-cossenos dos autovetores fornecem os ângulos entre os eixos coordenados com origem no centro de massa e os eixos principais de inércia.

Para calcular os ângulos, é necessário verificar qual o eixo coordenado está mais próximo de cada eixo principal de inércia. Isso pode ser feito verificando o maior valor absoluto do produto escalar entre cada autovetor e cada um dos vetores unitários  $U_x, U_y, U_z$  em cada direção  $x, y, z$  respectivamente.

$$\begin{aligned} U_x &= \{1, 0, 0\} \\ U_y &= \{0, 1, 0\} \\ U_z &= \{0, 0, 1\} \end{aligned} \quad (5.46)$$

$$PE = \max(|V_i \cdot U_x|, |V_i \cdot U_y|, |V_i \cdot U_z|) \quad \text{onde } i = 1, 2, 3 \quad (5.47)$$



Veamos um exemplo. Dado um autovetor normalizado  $V = \{0,8945, -0,0376, 0,0019\}$ , pode-se verificar a direção com a qual ele está mais alinhado, da seguinte forma:

$$PE = \max \left( \left| \{0,8945, -0,0376, 0,0019\} \cdot \begin{Bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \right|, \left| \{0,8945, -0,0376, 0,0019\} \cdot \begin{Bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{Bmatrix} \right|, \left| \{0,8945, -0,0376, 0,0019\} \cdot \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{Bmatrix} \right| \right) = \max \begin{pmatrix} 0,8945 \\ 0,0376 \\ 0,0019 \end{pmatrix} = 0,8945$$

Verifica-se então que esse eixo principal de inércia está mais próximo do eixo x e pode-se então calcular os ângulos

$$\begin{cases} Ang_{XX\_calc} \\ Ang_{XY\_calc} \\ Ang_{XZ\_calc} \end{cases} = \arccos \begin{pmatrix} 0,8945 \\ -0,0376 \\ 0,0019 \end{pmatrix} = \begin{cases} 26,5206^\circ \\ 92,0329^\circ \\ 89,7722^\circ \end{cases}$$

#### 5.4 Formulação do SMLDP como um problema de otimização multiobjetivo

O projeto de otimização do *layout* de satélites abordado nesse trabalho pode ser definido como

Minimizar:

$$F(D_1, D_2, p_i) = \{f_1(D_1, D_2, p_i), f_2(D_1, D_2, p_i), f_3(D_1, D_2, p_i)\} \quad (5.48)$$

Sujeito a:

$$\hat{h}_k(D_1, D_2, p_i) \approx 0 \quad (5.49)$$

onde  $D_1 = [d_{11}, d_{12}, \dots, d_{1N}]$ ,  $D_2 = [d_{21}, d_{22}, \dots, d_{2N}]$  e  $p = [p_1, p_2, \dots, p_N]$ .

$$\begin{aligned} 0 \leq d_{1i} \leq 1 \quad i = 1, \dots, N \\ 0 \leq d_{2i} \leq 1 \quad i = 1, \dots, N \\ 1 \leq p_i \leq N_p \quad i = 1, \dots, N \end{aligned} \quad (5.50)$$

onde  $p_i$ ,  $D_1$  e  $D_2$  são as variáveis de projeto.  $p_i$  representa o painel sobre o qual o equipamento  $i$  está localizado,  $D_1$  e  $D_2$  são vetores de parâmetros que definem pontos  $q_i$  contidos no painel  $p_i$ ,  $h_k$  é a restrição de volume de interferência entre os equipamentos, e  $f_1, f_2, f_3$  são as funções objetivos que serão detalhadas em seguida.

Considerando que as dimensões de todos os equipamentos são conhecidas, e que suas formas e tamanhos são variados, decidiu-se então fazer uma parametrização da localização dos equipamentos em função das dimensões do painel e do próprio equipamento, como mostra a Figura 5.5. Para isso é necessário definir

$$\begin{aligned} q_i &= (q_{1,i}, q_{2,i}) \\ q_{1,i} &= \frac{L_{equi_i}}{2} + d_{1,i} (L_{painel,k} - L_{equi_i}) \\ q_{2,i} &= \frac{B_{equi_i}}{2} + d_{2,i} (B_{painel,k} - B_{equi_i}) \end{aligned} \quad (5.51)$$

Assim, para localizar um equipamento, basta definir o painel sobre o qual ele está localizado, e estimar as variáveis  $d_1$  e  $d_2$  que irão posicioná-lo sobre esse painel. Essas variáveis devem ser estimadas para cada equipamento.

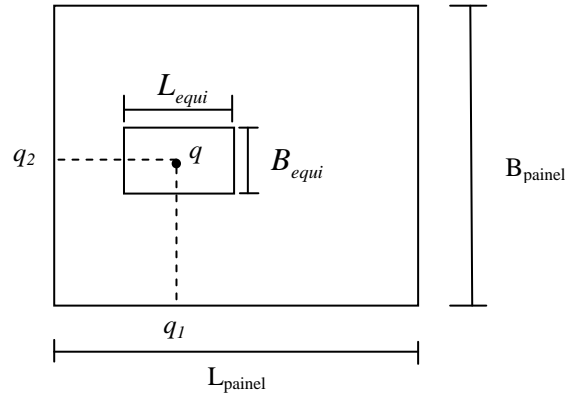


Figura 5.5 - Parametrização da localização dos equipamentos.

Localizados todos os equipamentos, pode-se calcular as funções objetivo e a restrição:

$$\text{Minimizar } f_1 = \sqrt{(XCG_{calc} - XCG_{target})^2 + (YCG_{calc} - YCG_{target})^2 + (ZCG_{calc} - ZCG_{target})^2} \quad (5.52)$$

$$\text{Minimizar } f_2 = D_{dp} = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{N_c} (D_{celj} - \bar{D}_{cel})^2}{N_c}} \quad (5.53)$$

$$\text{Minimizar } f_3 = \sqrt{\begin{matrix} (Ang_{XX_{calc}} - Ang_{XX_{target}})^2 \\ + (Ang_{YY_{calc}} - Ang_{YY_{target}})^2 \\ + (Ang_{ZZ_{calc}} - Ang_{ZZ_{target}})^2 \end{matrix}} \quad (5.54)$$

$$h(D_1, D_2, p) = \sum_{i=1}^N \sum_{j=i+1}^N Vol\_Inter_{ij} = 0 \quad (5.55)$$

onde  $Ang_{XX_{calc}}$ ,  $Ang_{YY_{calc}}$ ,  $Ang_{ZZ_{calc}}$  representam os ângulos formados entre os eixos principais de inércia e os eixos coordenados. Para que o momento angular seja nulo, os eixos principais e os eixos de referência devem

estar alinhados, e para isso é necessário que  $Ang_{XX\_target} = Ang_{YY\_target} = Ang_{ZZ\_target} = 0$ .  $XCG_{target}$ ,  $YCG_{target}$ ,  $ZCG_{target}$

representam as coordenadas desejadas para o centro de gravidade do conjunto (módulo e equipamentos) e, geralmente, coincidem com o centro geométrico.

Em seguida será mostrada a verificação das funções objetivo

#### 5.4.1 Verificação das funções objetivos

Para realizar os testes das funções objetivo dadas pelas Equações (5.52) e (5.53) foram considerados quatro equipamentos iguais com as mesmas dimensões, potência térmica dissipada e massa sobre um dado painel. Os dados equipamentos são mostrados na Tabela 5.1. Como a localização do painel é constante e ele não apresenta dissipação térmica, ele não foi considerado nos cálculos e aparece nas figuras somente para auxiliar a visualização.

Tabela 5.1 - Dados dos equipamentos utilizados para os testes das funções objetivo.

Equipamento	L (m)	B (m)	H (m)	Massa (kg)	Potência Térmica Dissipada (W)
Bateria	0,166	0,229	0,095	4	4,71
Bateria	0,166	0,229	0,095	4	4,71
Bateria	0,166	0,229	0,095	4	4,71
Bateria	0,166	0,229	0,095	4	4,71

- Teste  $f_1$ : Foram avaliados três cenários de distribuição dos equipamentos cujas soluções eram intuitivas e facilmente verificáveis, como pode ser visto na

- Figura 5.6 (a,b,c):
  - Nos vértices do painel;
  - Simetricamente alinhados na parte superior do painel
  - Simetricamente alinhados sobre a linha central do painel

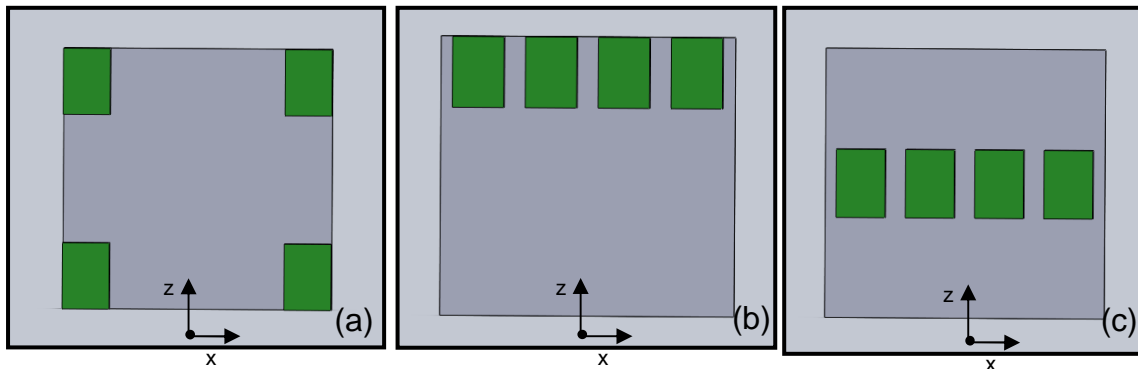


Figura 5.6 - Cenários para teste de  $f_1$ .

Como nesse caso, somente um painel localizado em  $y=-0,4758$  foi considerado, alterou-se os requisitos da posição do centro de gravidade para  $XCG_{target} = 0,0$ ,  $YCG_{target} = -0,4283$ , e  $ZCG_{target} = 0,5874$ . Os resultados são mostrados na Tabela 5.2

Tabela 5.2 - Resultados para o teste de  $f_1$ .

	Cenário a	Cenário b	Cenário c
$XCG_{calc}$ (m)	-6,9389E-17	-5,5511E-17	-5,5511E-17
$YCG_{calc}$ (m)	-0,4283	-0,4283	-0,4283
$ZCG_{calc}$ (m)	0,5874	0,9243	0,5874
$f_1 = \sqrt{\begin{matrix} (XCG_{calc} - XCG_{target})^2 \\ + (YCG_{calc} - YCG_{target})^2 \\ + (ZCG_{calc} - ZCG_{target})^2 \end{matrix}}$	1,3092E-16	0,3369	5,5511E-17

Como esperado, os cenários (a) e (c) apresentaram um centro de gravidade próximo àquele definido como requisito fazendo o valor de  $f_1$  tender a zero, enquanto que o cenário (b) apresentou diferença somente na coordenada z, o que já foi suficiente para aumentar o valor de  $f_1$ .

- Teste  $f_2$ : Assim como feito para  $f_1$  foram avaliados três cenários de distribuição dos equipamentos, como mostrado na Figura 5.7, para a

verificação da eficiência de  $f_2$  em representar a uniformidade de distribuição de potência térmica sobre o painel.

- a) Nos vértices do painel;
- b) À meia distância entre o centro e os vértices do painel
- c) No centro do painel, mas sem interferência

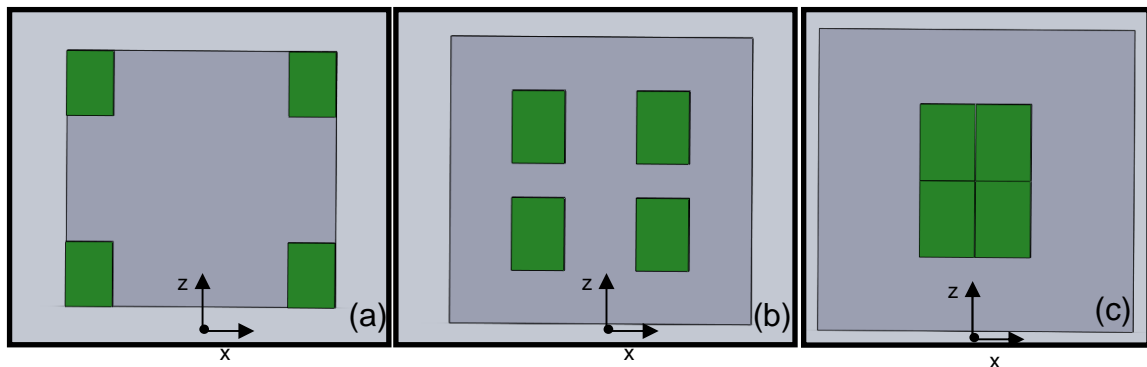


Figura 5.7 - Cenários para teste de  $f_2$ .

Para essa análise o painel foi dividido em 144 células, número que foi determinado dividindo-se o comprimento do painel pela metade do comprimento do equipamento, como mostra a Equação (5.17).

Inicialmente foi empregada a abordagem descrita na seção 5.2.1 para estimar a uniformidade de potência térmica sobre o painel. Nesse caso, a função objetivo  $f_2$  foi definida como:

$$f_2 = \sqrt{\sum_{i=1}^N (D_i - D_{ref})^2} \quad (5.56)$$

Nessa abordagem, a potência térmica dissipada pelo equipamento sobre cada célula era proporcional à área de interseção entre eles.

Os resultados mostraram que essa função não estava robusta. Por exemplo, vamos dividir o painel em 16 células e considerar somente 2 equipamentos. A Figura 5.8 mostra duas situações onde a Equação (5.56) apresentava o mesmo valor absoluto. Entretanto, é sabido que a situação (a) seria melhor do que a situação (b), pois embora os equipamentos estivessem

coabrindo o mesmo número de células, no cenário (b) haveria uma maior densidade de potência térmica.

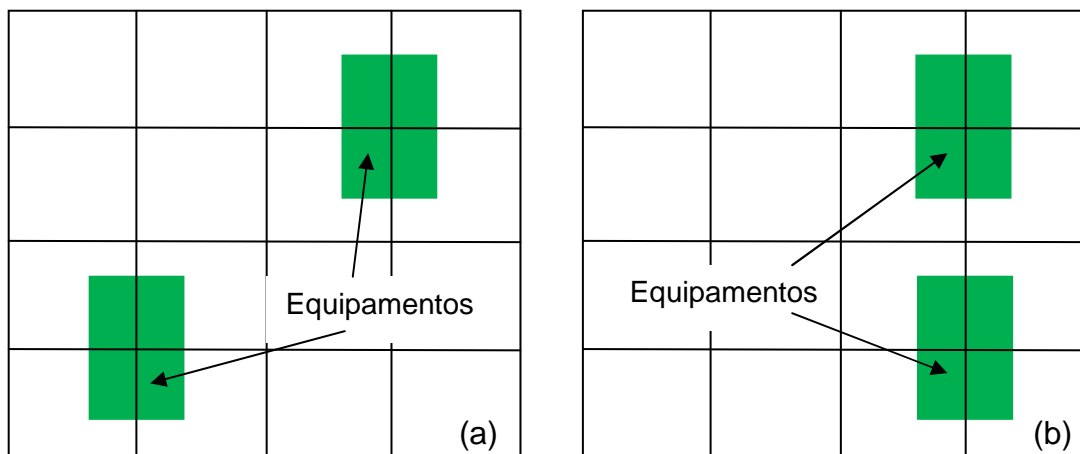


Figura 5.8 - Situações com o mesmo valor da uniformidade de fluxo utilizando a Equação (5.56).

Por essa razão, adotou-se a segunda abordagem descrita na seção 5.2.2, na qual o desvio-padrão da uniformidade de potência térmica dissipada sobre o painel é calculada para cada um dos cenários mostrados na Figura 5.7. Dessa forma, quanto menor a distância entre o centro do equipamento ao centro de cada célula, menor será o desvio-padrão e, conseqüentemente, melhor será a uniformidade de potência térmica dissipada. Os resultados são mostrados na Tabela 5.3.

Tabela 5.3 - Resultados para o teste de  $f_2$ .

	Cenário a	Cenário b	Cenário c
Segunda abordagem			
$(f_2 = D_{dp} = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{N_c} (D_{celj} - \bar{D}_{cel})^2}{N_c}})$	662.03	586.61	735.14

Cabe ressaltar que essa função objetivo induz à busca pela uniformidade de dissipação térmica por painel.

- Teste  $f_3$ : Para a avaliação da função objetivo que representa o alinhamento entre os eixos principais de inércia e os eixos de referência foram considerados dois painéis paralelos localizados em  $y = -0,4758$  e  $y = 0,4758$  e três configurações de posicionamento das baterias, como é mostrado na Figura 5.9.

- a) Equipamentos alinhados simetricamente.
- b) Equipamentos desalinhados simetricamente.
- c) Equipamentos desalinhados.

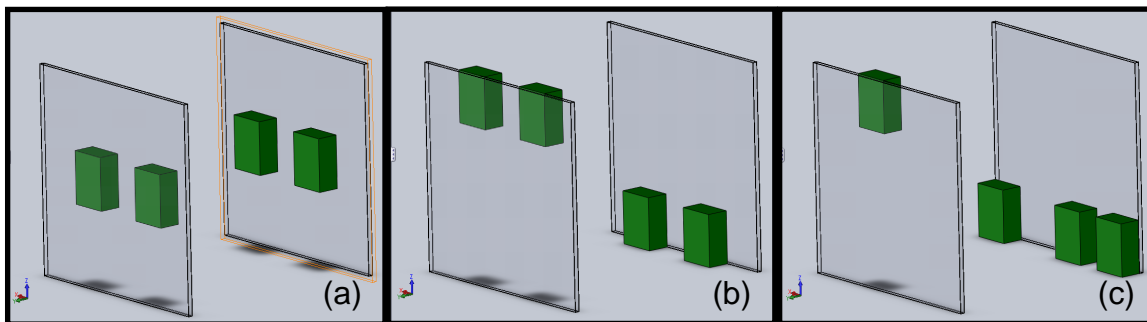


Figura 5.9 - Cenários para teste de  $f_3$ .

Foram calculadas as matrizes de inércia com relação ao centro de massa para cada um dos cenários e em seguida calculados os ângulos entre os eixos principais de inércia do conjunto e os eixos de referência. Os resultados obtidos, mostrados na Tabela 5.44 e na Figura 5.10(a,b,c) foram bastante representativos indicando corretamente os desalinhamentos observados e em conformidade com os produtos de inércia apresentados para cada um dos cenários.

Em seguida será mostrada a implementação do procedimento de cálculo proposto nessa metodologia.



Tabela 5.4 - Resultados para o teste de  $f_3$ .

	Cenário a	Cenário b	Cenário c
Centro de gravidade (m)	$XCG_{calc} = 0,0000$ $YCG_{calc} = 0,0000$ $ZCG_{calc} = 0,5874$	$XCG_{calc} = 0,0000$ $YCG_{calc} = 0,0000$ $ZCG_{calc} = 0,5874$	$XCG_{calc} = 0,0000$ $YCG_{calc} = -0,2141$ $ZCG_{calc} = 0,4190$
Matriz de inércia (kg·m <sup>2</sup> )	$I_{CG} = \begin{bmatrix} 3,0170 & 0,0000 & 0,0000 \\ 0,0000 & 0,7238 & 0,0000 \\ 0,0000 & 0,0000 & 3,6010 \end{bmatrix}$	$I_{CG} = \begin{bmatrix} 4,8331 & 0,0000 & 0,0000 \\ 0,0000 & 2,5399 & 2,3087 \\ 0,0000 & 2,3087 & 3,6010 \end{bmatrix}$	$I_{CG} = \begin{bmatrix} 3,6453 & 0,4038 & 0,3176 \\ 0,4038 & 2,8141 & 1,7315 \\ 0,3176 & 1,7315 & 3,5955 \end{bmatrix}$
Ângulos (°)	$Ang_{calc} = \begin{bmatrix} 0,0000 & 89,9909 & 89,9909 \\ 89,9909 & 0,0000 & 89,9909 \\ 89,9909 & 89,9909 & 0,0000 \end{bmatrix}$	$Ang_{calc} = \begin{bmatrix} 0,0000 & 89,9909 & 89,9909 \\ 89,9909 & 38,5250 & 51,4659 \\ 89,9909 & 128,5160 & 38,5250 \end{bmatrix}$	$Ang_{calc} = \begin{bmatrix} 18,7435 & 93,1049 & 71,5270 \\ 98,9470 & 38,3073 & 53,1202 \\ 106,3169 & 128,1243 & 42,7243 \end{bmatrix}$
$f_3^*$	0,0000017074	188,05	198,15

$$* f_3 = \sqrt{\begin{matrix} (Ang_{XX\_calc} - Ang_{XX\_target})^2 \\ + (Ang_{YY\_calc} - Ang_{YY\_target})^2 \\ + (Ang_{ZZ\_calc} - Ang_{ZZ\_target})^2 \end{matrix}}$$

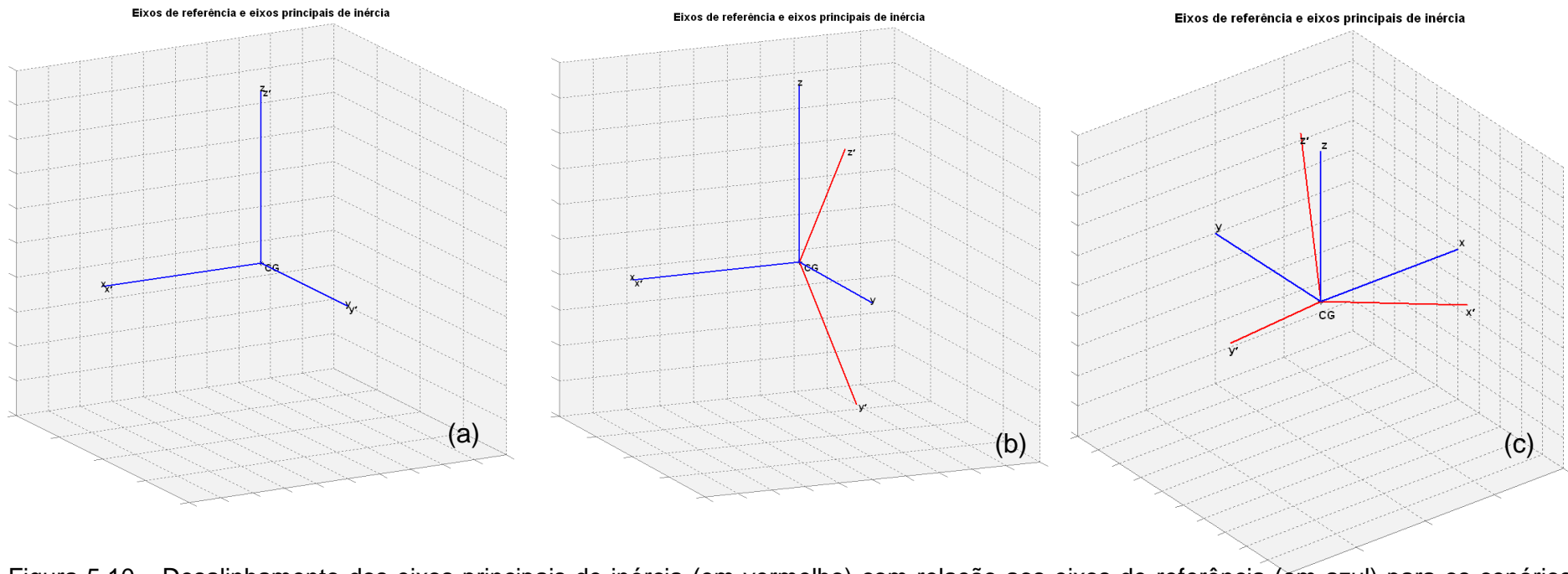


Figura 5.10 - Desalinhamento dos eixos principais de inércia (em vermelho) com relação aos eixos de referência (em azul) para os cenários (a), (b) e (c).

## 5.5 Desenvolvimento do procedimento de cálculo

A engenharia de modo geral tem utilizado softwares comerciais para fazer análises computacionais de produtos ou processos. Dessa forma, a utilização de ferramentas de CAD - *Computer Aided Design* e CAE - *Computer Aided Engineering*, bem como ferramentas para cálculo como Excel, Matlab, entre outros, tem se tornado mais frequente.

A metodologia proposta nesse trabalho utiliza ferramentas computacionais que são largamente utilizadas para projetos de engenharia na indústria, como o Solidworks, Matlab e Excel, além de um programa implementado em linguagem C. Assim, o procedimento de cálculo fará uso de quatro aplicativos. Para integrar esses aplicativos e automatizar o procedimento de cálculo foi utilizado o software modeFrontier (Esteco, 2011), que é uma plataforma de integração e otimização de projetos que permite acoplar qualquer ferramenta computacional (desde que a mesma rode em modo *batch*, ou seja, sem a necessidade de interação com o usuário através de sua interface). Dessa forma, é possível reunir vários aplicativos em uma análise única sem a necessidade da interferência do usuário para fazer a transferência de dados entre eles.

É importante ressaltar que quaisquer softwares que apresentem as mesmas funcionalidades daqueles utilizados para compor o procedimento de cálculo apresentado nesse trabalho podem ser utilizados. Os aplicativos citados acima foram empregados por conveniência ou disponibilidade de licença.

A metodologia segue os passos mostrados a abaixo:

1. O módulo do satélite deve ser previamente definido (número e forma dos painéis, e posição dos mesmos em relação aos eixos coordenados).
2. Os dados dos equipamentos que estarão contidos no módulo do satélite são fornecidos (dados geométricos, massa e potência térmica dissipada).

3. Estima-se aleatoriamente as variáveis de projeto de acordo com a Equação (5.50) que serão utilizadas para posicionar os equipamentos no interior do módulo do satélite.
4. As variáveis de projeto são passadas para um programa desenvolvido em linguagem C, que construirá um modelo geométrico simplificado e irá calcular o desvio padrão da uniformidade de potência térmica dissipada sobre os painéis do satélite, segundo as Equações (5.17) a (5.21).
5. Calcula-se a função objetivo  $f_2$ , ou seja, o desvio padrão da uniformidade de potência térmica dissipada sobre os painéis do satélite, como mostra a Equação (5.21).
6. Cria-se um modelo geométrico do módulo do satélite contendo os equipamentos em posições arbitrárias, nesse caso utilizando o Solidworks. Esse modelo é desenvolvido como um *assembly* no qual cada equipamento é uma parte. Cada parte, ou seja, cada equipamento tem suas propriedades mecânicas e dimensões previamente definidas e essas não são alteradas. As cotas que posicionam os equipamentos são transformadas em parâmetros, utilizando uma planilha Excel dentro do Solidworks. Essa planilha utilizará os dados geométricos dos painéis e dos equipamentos bem como as variáveis de projeto estimadas no passo 3 para definir as regras para o posicionamento dos equipamentos, segundo a Equação (5.51). A Figura 5.11 ilustra essa funcionalidade. Mais detalhes sobre a criação de modelos paramétricos podem ser obtidos no manual do Solidworks.

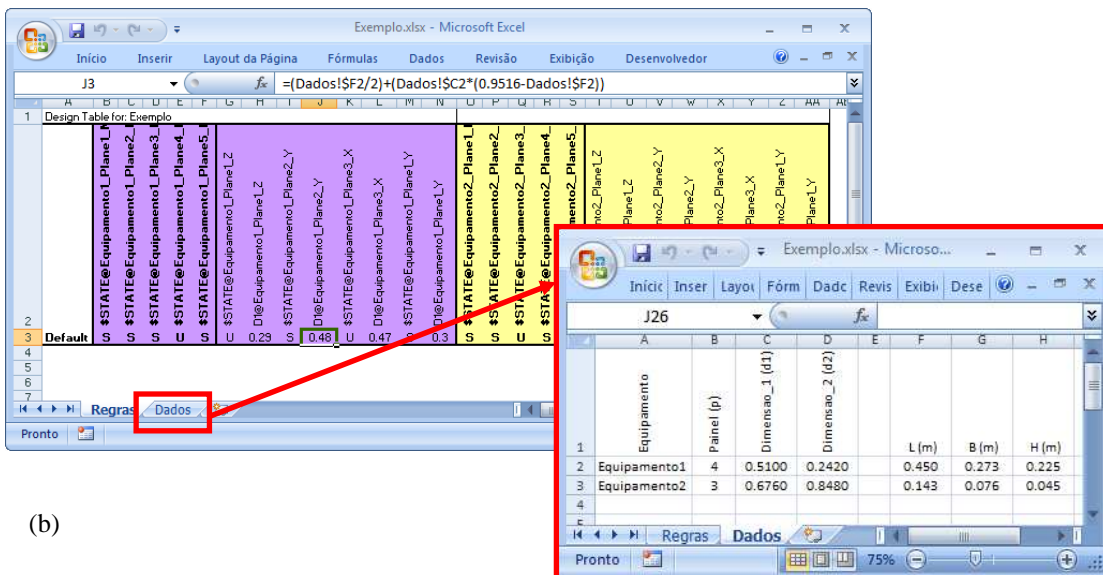
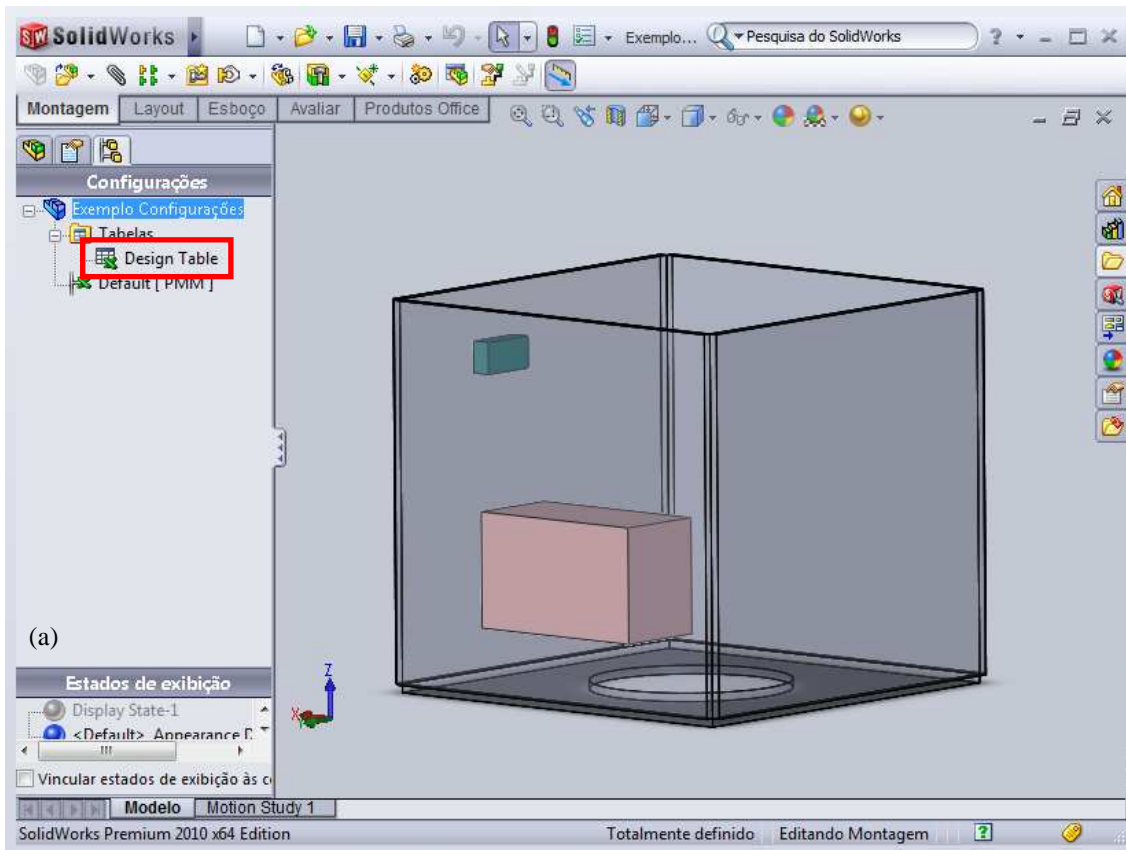


Figura 5.11 - (a) Modelo geométrico parametrizado. (b) Planilha contendo dados geométricos dos equipamentos e regras para posicioná-los.

7. O Solidworks calcula, então, as coordenadas do centro de gravidade do conjunto (equipamentos posicionados), a matriz de inércia com relação ao centro de gravidade e o volume total de interferência entre os equipamentos, se houver, como mostra a Figura 5.12.

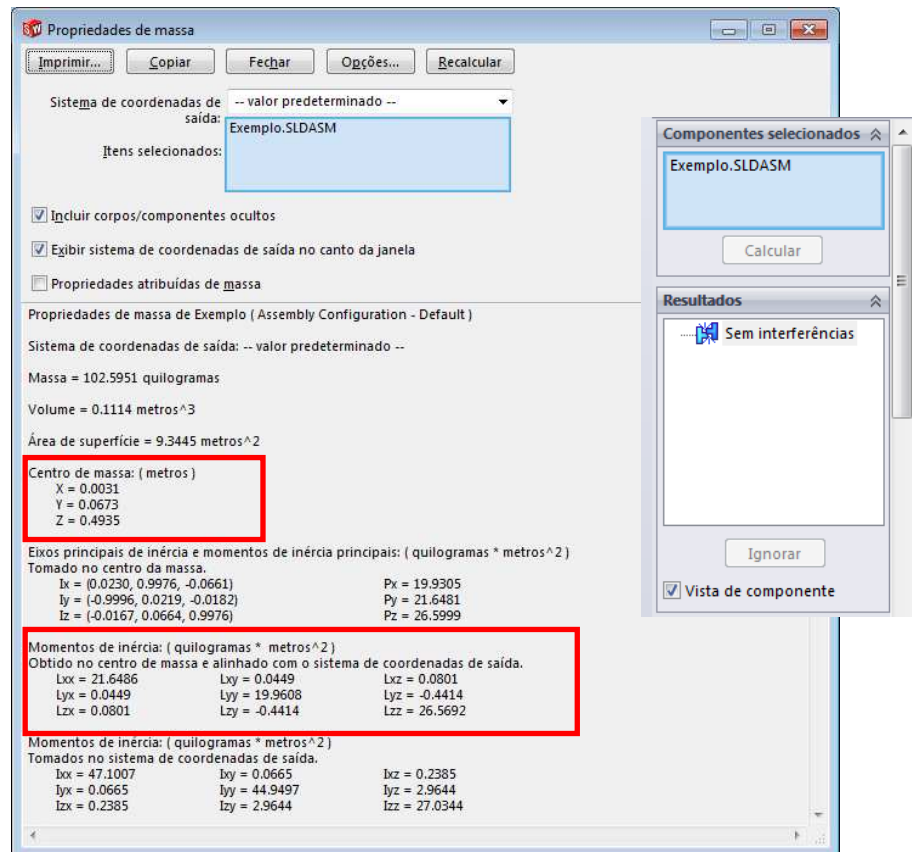


Figura 5.12 - Cálculo das propriedades de massa e interferência entre equipamentos.

8. As coordenadas do centro de gravidade são extraídas e utilizadas para o cálculo da função objetivo  $f_1$ , definida pela Equação (5.52).

9. O volume de interferência obtido é utilizado como restrição.

10. A matriz de inércia obtida no centro de gravidade  $I_{CG}$  é passada para um programa implementado em Matlab, que calculará os ângulos entre os eixos principais de inércia do conjunto, representados pelos autovetores

normalizados da matriz  $I_{CG}$  e os eixos coordenados, como mostrado na Figura 5.13.

$$[Ang_{calc}] = \begin{bmatrix} Ang_{XX\_calc} & Ang_{XY\_calc} & Ang_{XZ\_calc} \\ Ang_{YX\_calc} & Ang_{YY\_calc} & Ang_{YZ\_calc} \\ Ang_{ZX\_calc} & Ang_{ZY\_calc} & Ang_{ZZ\_calc} \end{bmatrix} \quad (5.57)$$

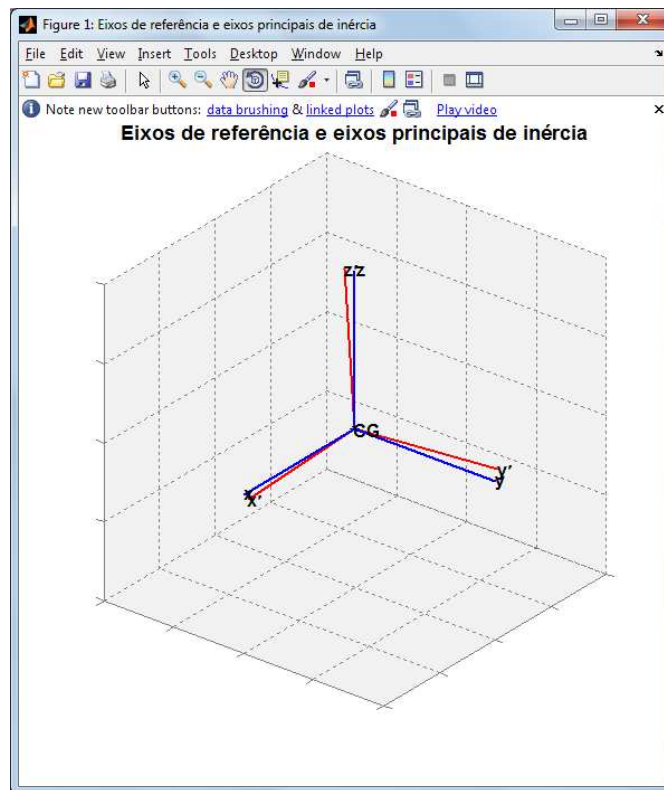


Figura 5.13 - Eixos coordenados deslocados para o CG e alinhados com o sistema de referência (em azul) e eixos principais de inércia (em vermelho).

11. Os ângulos são  $Ang_{XX\_calc}, = Ang_{YY\_calc} = Ang_{ZZ\_calc}$  utilizados para o cálculo da função objetivo  $f_3$  dada pela Equação (5.54).

12. Agora o procedimento de cálculo está completamente integrado, como mostra a Figura 5.14. Seleciona-se, então, o algoritmo de otimização a ser utilizado, nesse caso, o NSGA-II.

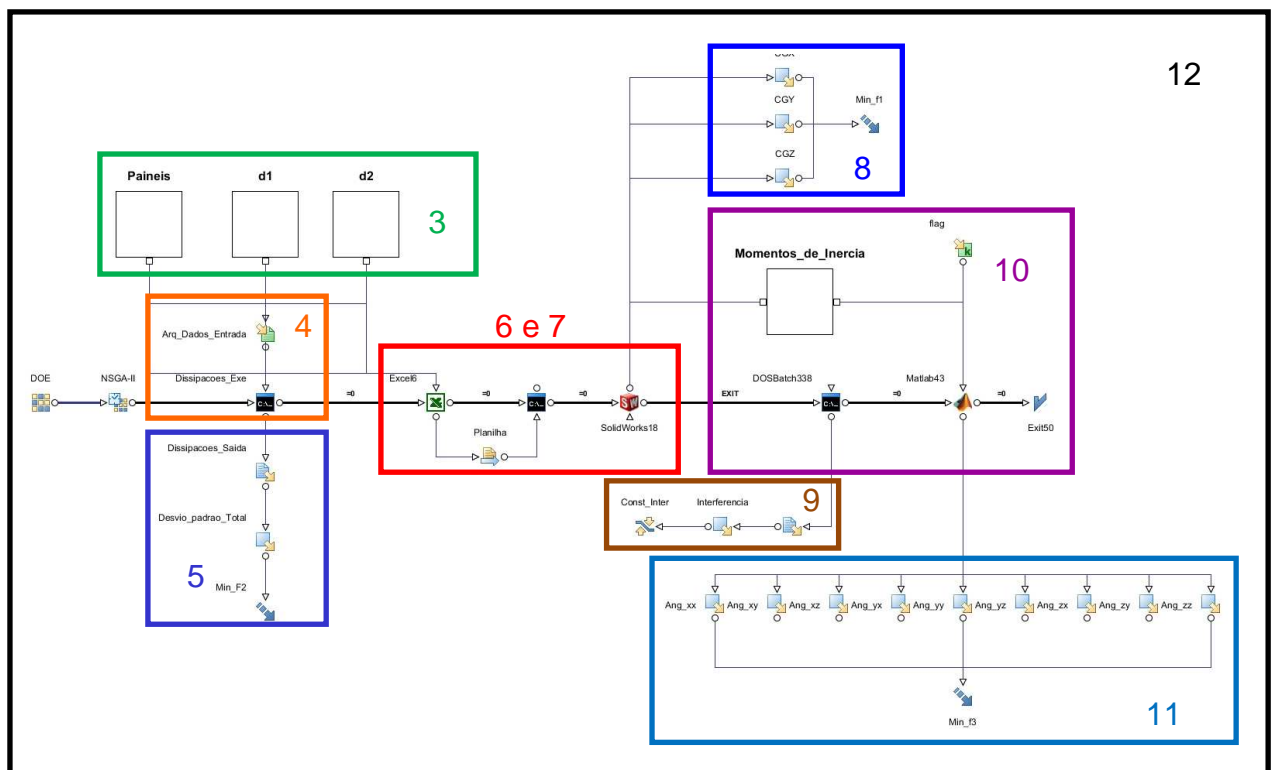


Figura 5.14 - Processo de cálculo integrado.

No próximo capítulo será mostrado um estudo preliminar realizado durante o desenvolvimento da metodologia proposta e a aplicação da mesma a um estudo de caso.



## 6 ESTUDO PRELIMINAR E APLICAÇÃO DA METODOLOGIA PROPOSTA A UM ESTUDO DE CASO

O procedimento de cálculo passou por várias alterações até chegar à forma descrita na seção 5.5. Na seção 6.1 será apresentado o procedimento de cálculo mais simplificado utilizado para um teste preliminar sobre a viabilidade conceitual da metodologia proposta. Já a seção 6.2 mostra os resultados da aplicação da metodologia descrita na seção 5.5 a um problema real.

### 6.1 Teste preliminar

A representação geométrica e a otimização inicialmente propostas seguiram os passos descritos a seguir.

- Passo 1: Representação Geométrica

A representação geométrica inicialmente adotada foi descrita na seção 5.2. Esse modelo geométrico simplificado foi utilizado na metodologia descrita no capítulo 5, somente para a heurística utilizada para o cálculo da uniformidade de potência.

- Passo 2: Alocação dos equipamentos nos painéis

Cada equipamento apresenta uma face para montagem previamente definida. Logo, estima-se aleatoriamente em qual painel ' $k$ ' o equipamento  $i$  será fixado e translada-se o equipamento de forma que sua face de acoplamento coincida com a localização do painel.

- Passo 3: Cálculo das interferências entre os equipamentos

Para esse teste preliminar não foi utilizado o modelo geométrico paramétrico desenvolvido no SolidWorks. Em vez disso, utilizou-se o modelo geométrico simplificado descrito na seção 5.2. Cada equipamento foi representado inscrito em um ortoedro ou hexaedro a fim de simplificar o cálculo

do volume de interferência entre os equipamentos. A intersecção em cada um dos eixos foi verificada e em seguida o volume de intersecção foi calculado. Essa verificação foi feita equipamento a equipamento, como segue:

$$Inter_{vol} = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N Inter_{xij} \cdot Inter_{yij} \cdot Inter_{zij} \quad \forall i \neq j \quad (6.1)$$

onde  $Inter_{xij}$ ,  $Inter_{yij}$  e  $Inter_{zij}$  representam respectivamente as intersecções no eixo  $x$ ,  $y$ ,  $z$  entre os equipamentos  $i$  e  $j$ . A Figura 6.1 ilustra como as intersecções no eixo  $y$  são calculadas. O mesmo procedimento é realizado para o cálculo das intersecções nos eixos  $x$  e  $z$ .

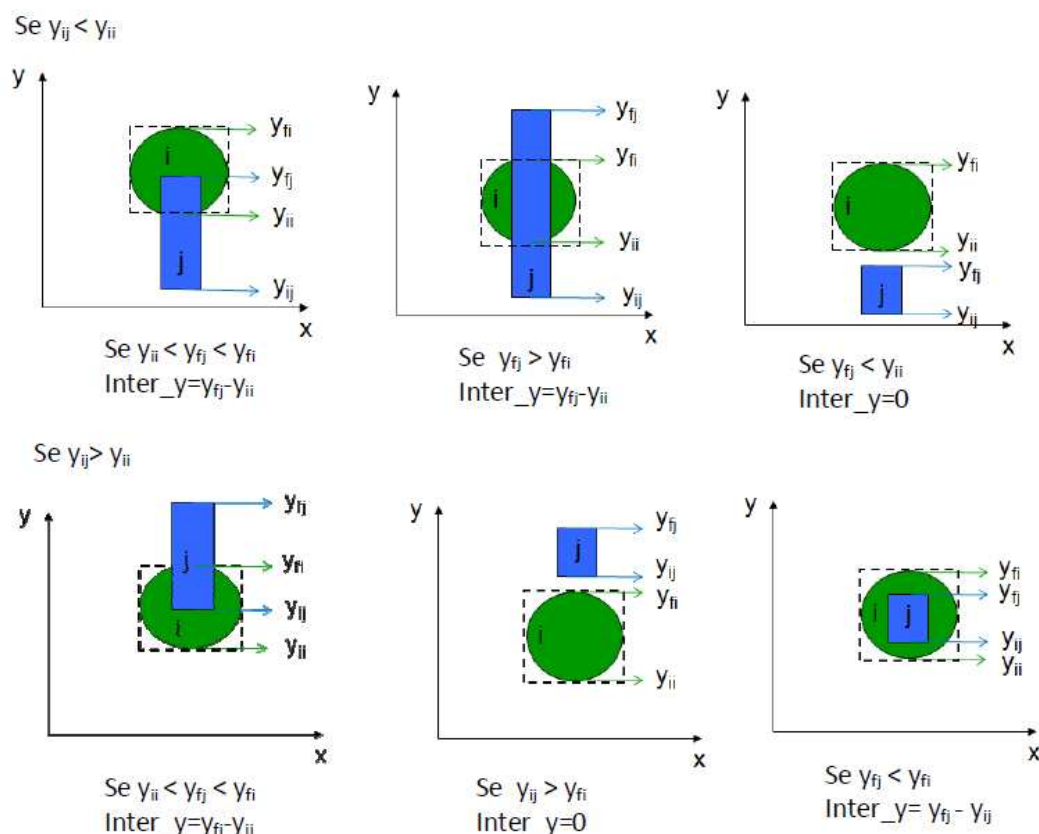


Figura 6.1 - Verificação das intersecções entre os equipamentos.

- Passo 4: Cálculo do volume total excedente

O ponto médio para a construção de cada equipamento é estimado aleatoriamente respeitando limites inferiores e superiores especificados. Entretanto, mesmo que o ponto médio esteja dentro do espaço delimitado pelos painéis, pode ser que as coordenadas mínimas ou máximas não estejam, como pode ser visto na Figura 6.2.

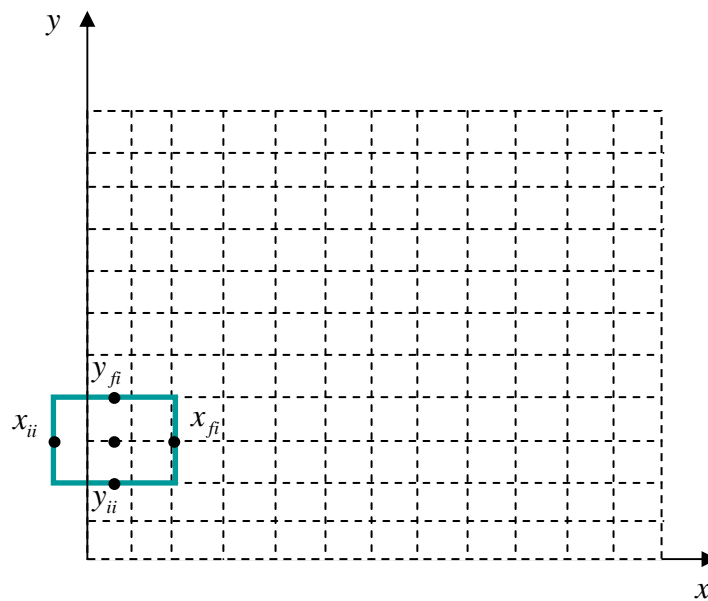


Figura 6.2 - Representação bidimensional de um equipamento fora do limite do painel.

Nesse caso, faz-se necessário calcular o volume que excede o espaço disponível para a alocação, pois esse volume excedente será considerado posteriormente como penalidade sobre as funções objetivo.

- Passo 5: Cálculo do centro de gravidade

O cálculo do centro de gravidade é realizado segundo a Equação (5.7).

- Passo 6: Definição da primeira função objetivo

A primeira função objetivo consiste na diferença entre o centro de gravidade do sistema corrente (*layout* dos equipamentos encontrado

numericamente) e o centro de gravidade definido como requisito pela equipe de projetistas.

Para esse caso, incorporou-se as restrições, ou seja, a interferência total entre os equipamentos de um dado *layout* e a penalidade proporcional ao volume excedente ao espaço delimitado pelo módulo como penalidades exteriores às funções objetivo.

Podemos representar matematicamente a primeira função objetivo como:

$$\begin{aligned} \text{Minimizar } f_1 = & \sqrt{(XCG_{calc} - XCG_{target})^2 + (YCG_{calc} - YCG_{target})^2 + (ZCG_{calc} - ZCG_{target})^2} \\ & + (10^3 \cdot Inter_{total}) + (10^3 \cdot Vol_{Excedente}) \end{aligned} \quad (6.2)$$

- Passo 7: Uniformidade de potência

Neste caso, utilizou-se a abordagem descrita na seção 5.2.1 para a determinação da uniformidade de potência.

- Passo 8: Definição da segunda função objetivo

A segunda função objetivo consiste na diferença entre a dissipação térmica sobre cada célula e a dissipação de referência e pode ser matematicamente descrita como

$$\text{Minimizar } f_2 = \sqrt{\sum_{i=1}^N (D_i - D_{ref})} + (10^3 \cdot Inter_{total}) + (10^3 \cdot Vol_{Excedente}) \quad (6.3)$$

O problema de otimização multiobjetivo nesse teste preliminar pode ser definido como:

$$\text{Minimizar } F(X) = \{f_1, f_2\} \quad (6.4)$$

A técnica de otimização selecionada foi o algoritmo genético multiobjetivo NSGA-II, descrito no capítulo 4.

#### 6.1.1 Estudo de caso: Otimização multiobjetivo de *Layout* 3D utilizando dois painéis perpendiculares

Para exemplificar como a metodologia pode ser aplicada, a mesma foi utilizada para determinar a posição de três equipamentos em duas faces perpendiculares do compartimento de um satélite hipotético. Foram considerados painéis com 1 m<sup>2</sup> cada e equipamentos cujos dados são apresentados na Tabela 6.1.

Tabela 6.1 - Dados dos equipamentos hipotéticos.

Forma	Comprimento (m)	Largura (m)	Altura (m)	Potência (W)	Massa (kg)
Paralelepípedo	0,30	0,30	0,20	10	1,0
Cilindro	0,20	0,20	0,50	20	1,5
Cubo	0,40	0,40	0,40	30	0,5

As variáveis de projeto são as coordenadas tridimensionais do ponto médio a partir do qual cada equipamento é representado numericamente. A Tabela 6.2 mostra os limites inferiores e superiores para cada variável.

Tabela 6.2 - Domínio das variáveis de projeto.

Equipamento	Resolução (m)	Limite Inferior			Limite Superior (m)		
		x (m)	y(m)	z(m)	x (m)	y (m)	z (m)
Paralelepípedo	0,001	-0,5	-0,5	0	0,5	0,5	1
Cilindro	0,001	-0,5	-0,5	0	0,5	0,5	1
Cubo	0,001	-0,5	-0,5	0	0,5	0,5	1
Painel	1	1			2		

O ponto desejado para o centro de gravidade do sistema (equipamentos) foi estipulado em (0, 0, 0.5).

Nesse teste preliminar todo o processo de cálculo foi implementado em linguagem C, utilizando o software Microsoft Visual Studio C++ 6.0. Uma vez implementado, o programa foi compilado e executado gerando a ferramenta de cálculo que foi integrada ao fluxograma de otimização desenvolvido utilizando o software modeFRONTIER®, como mostrado na Figura 6.3.

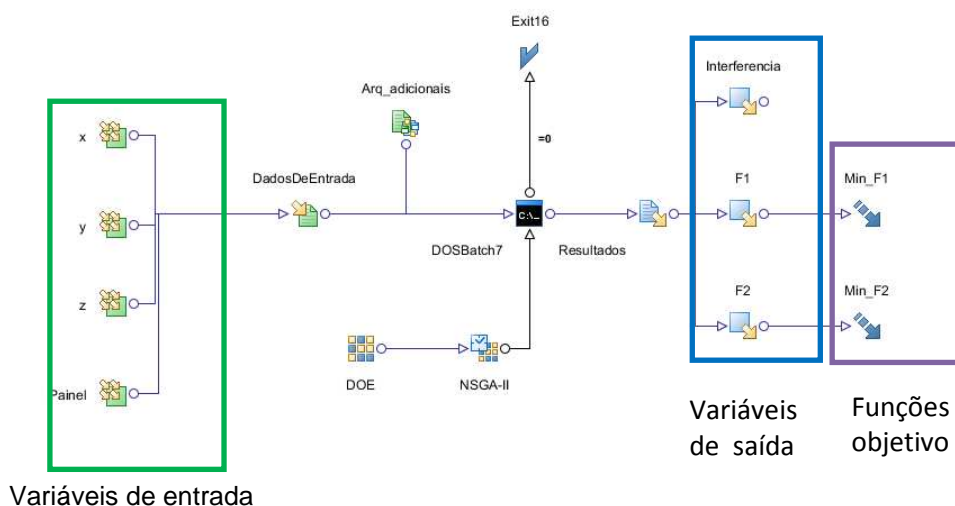


Figura 6.3 - Fluxograma de otimização para o teste preliminar.

Após a avaliação de 20.000 *layouts*, um grande número de soluções de compromisso foram encontradas. Todos os *layouts* apresentados sobre a Fronteira de Pareto são configurações viáveis, ou seja, não apresentam intersecções entre os equipamentos e todos os equipamentos estão contidos no espaço delimitado pelos painéis. Os dados das soluções localizadas nos extremos da Fronteira bem como uma das soluções de compromisso foram utilizados para reproduzir o modelo geométrico usando o software Ansys Workbench 12. Isso foi feito, nesse caso, somente para as soluções mostradas na Figura 6.4, a fim de facilitar a visualização dos *layouts* obtidos.

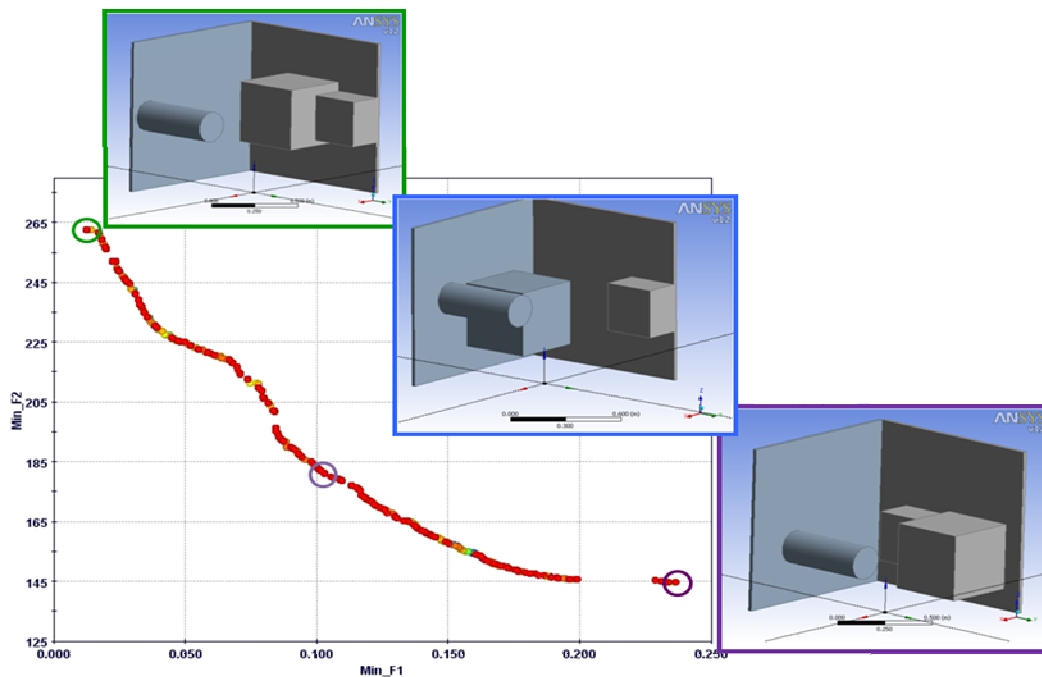


Figura 6.4 - Fronteira de Pareto – resultado do teste preliminar.

A Fronteira de Pareto obtida é bastante interessante apresentando regiões não-convexas que somente algoritmos de otimização robustos conseguem capturar. Pode-se perceber claramente o compromisso entre as funções objetivo, ou seja, quando se melhora a uniformidade de potência térmica dissipada sobre os painéis, distancia-se o centro de massa do sistema daquele estipulado como requisito e vice-versa.

Cada um dos pontos mostrados na Figura 6.4 representa uma solução de compromisso viável e otimizada para o *layout* do módulo. Esse conjunto de soluções fornece diferentes opções para o projetista, que pode assim avaliar melhor o efeito do posicionamento dos equipamentos sobre os requisitos de projeto, permitindo que seja feita uma escolha mais apropriada da configuração a ser levada para a próxima fase do projeto.

Não é difícil perceber as diferenças entre a metodologia descrita no capítulo 5 e a apresentada na seção 6.1 na qual o procedimento de cálculo é mais simples e completamente implementado em linguagem C gerando um aplicativo único, resultando em um fluxograma de integração bastante simples

como mostrado na Figura 6.3. Deseja-se também minimizar duas funções objetivo simultaneamente penalizadas pelo valor da restrição.

Por outro lado, os resultados do teste preliminar foram fundamentais para que fossem identificados os pontos que necessitavam de melhorias na metodologia inicialmente utilizada. Entre eles, destacam-se:

1. O cálculo do volume de interferência era muito conservativo. A simplificação da representação geométrica facilitava o cálculo do volume de interferência, entretanto este é maior do que o real. Assim, quando uma configuração não tinha penalização na função objetivo, era certo que a mesma não apresentava interferência. Mas, se uma configuração era penalizada, era necessária uma verificação adicional (geralmente inspeção visual), para saber se a penalidade era real ou consequência da aproximação.
2. A inspeção visual da geometria era muito trabalhosa, sendo necessário reproduzir a configuração em um software para geração de modelos geométricos. Esse processo de transferência de dados poderia levar a erros já que era feito manualmente.

Para resolver esses problemas, foram desenvolvidas melhorias que resultaram na metodologia proposta na seção 5.5. Assim, a geometria é gerada diretamente em um software para representação de modelos geométricos, nesse caso o Solidworks, propiciando a rápida visualização de qualquer configuração durante o processo de otimização. O cálculo do volume de interseção também é muito mais acurado e ainda foi inserida uma terceira função objetivo referente ao alinhamento dos eixos principais de inércia, como mostrado na Equação (5.54). Além disso, os equipamentos não excedem mais a área dos painéis devido às regras usadas para a parametrização do posicionamento dos mesmos.



## 6.2 Aplicação: Otimização do *Layout* dos equipamentos no interior da Plataforma Multimissão

A Plataforma Multimissão (PMM) é um módulo de serviço desenvolvido para ser utilizado em diferentes tipos de missão com órbitas polares com inclinação entre 10 e 35°, apontamento inercial e geocêntrico. Sua estabilização é feita em três eixos.

Nesse tipo de arquitetura, existe uma separação física entre a plataforma e o módulo de carga-útil, os quais podem ser desenvolvidos, construídos e testados separadamente antes da integração e testes finais. Existe ainda a vantagem de reutilização do projeto da plataforma e redução de custo para desenvolvimento de novos satélites.

A PMM é um cubo de aproximadamente 1m<sup>3</sup>, 250 kg de massa e um total de geração de energia de 420 W. A Figura 6.5 mostra a PMM em uma configuração de vôo com espaço para uma carga útil genérica.

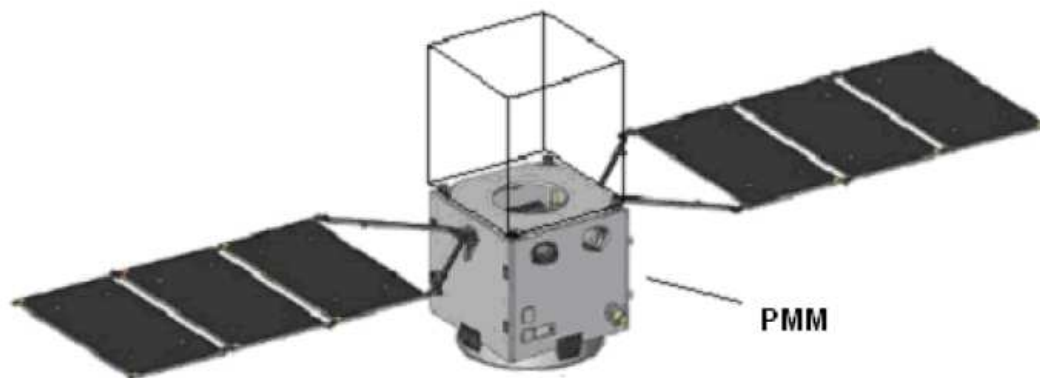
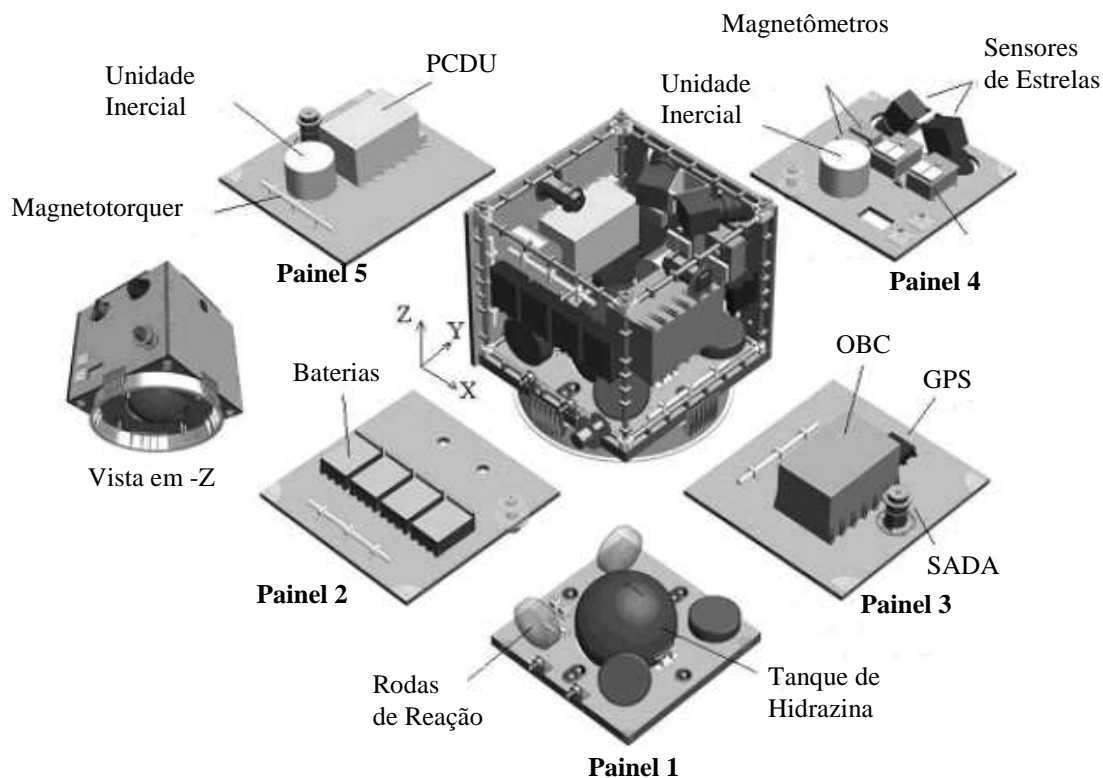


Figura 6.5 - Representação da PMM em configuração de vôo.

A PMM tem 27 equipamentos principais a serem posicionados cujos dados são mostrados na Tabela 6.3. A Figura 6.6 mostra a distribuição atual dos equipamentos eletrônicos sobre a plataforma, que a partir de agora será chamada de *baseline*, utilizando as técnicas tradicionais, ou seja, feita “manualmente”, baseado na experiência da equipe de projetistas,

seguindo algumas regras como, por exemplo, posicionar equipamentos de um mesmo subsistema próximos uns aos outros e respeitar as limitações dimensionais. O projeto térmico foi realizado “*a posteriori*” pela definição da área e posição dos radiadores e revestimentos térmicos dos equipamentos.



**PCDU** (Power Control & Distribution Unit): Unidade de Distribuição e Controle de Potência  
**TTeC** (Telemetry e Telecommand Transponder): Transponder de Telemetria e Telecomandos.  
**GPS** (Global Positioning System Sensor): Sensor de Posicionamento Global do Sistema  
**OBC** (On Board Computer): Computador de Bordo  
**SADA** (Solar Array Drive Assembly): Mecanismo de acoplamento do painel solar.

Figura 6.6 - Vista explodida dos principais componentes da Plataforma Multimissão.

Tabela 6.3 - Dados dos equipamentos da PMM.

Equipamento	L(m)	B(m)	H(m)	Massa (kg)	Potência Dissipada (W)	Descrição
SADA	0,14	0,14	0,18	3,37	6,4	<i>Solar Array Drive Assembly</i> : É um dispositivo que faz a interface eletro-mecânica entre o painel solar e a estrutura do satélite. Ele provê o movimento de rotação do painel solar.
SADA	0,14	0,14	0,18	3,37	6,4	
PCDU	0,45	0,265	0,225	18,8	44,3	<i>Power Control and Distribution Unit</i> . É um dispositivo que provê proteção e monitoramento para a corrente elétrica que alimenta o módulo de serviço do satélite.
Magnetotorque	0,5	0,025	0,025	1	3,6	São atuadores operados por campos eletromagnéticos, que servem usualmente para compensar pequenos momentos gerados sobre o satélite por forças externas.
Magnetotorque	0,025	0,5	0,025	1	3,6	
Magnetotorque	0,5	0,025	0,025	1	3,6	
Giro	0,235	0,235	0,17	4,7	20	São dispositivos utilizados para detectar perturbações na atitude do satélite e medir as componentes de sua velocidade angular.
Giro	0,235	0,235	0,17	4,7	20	
Magnetômetro	0,143	0,0762	0,0445	0,5	0,5	É um dispositivo que mede o campo magnético local.
Magnetômetro	0,143	0,0762	0,0445	0,5	0,5	
Transponder	0,156	0,21	0,94	2,8	29,2	É um dispositivo que serve para receber e transmitir dados entre o satélite e a Terra.
Transponder	0,156	0,21	0,94	2,8	29,2	
Diplexer	0,156	0,21	0,25	0,75	1,3	É um dispositivo que permite que uma mesma antena seja usada para recepção e transmissão.
Diplexer	0,156	0,21	0,25	0,75	1,3	
Sensor de Estrelas	0,289	0,1578	0,2093	3,1	10	É um dispositivo utilizado para determinar a atitude de um satélite, por meio da comparação entre as estrelas posicionadas no seu campo de visão e um mapa estelar.
Sensor de Estrelas	0,289	0,1578	0,2093	3,1	10	
GPS Elet	0,152	0,132	0,043	1,2	12	Em satélites, é um dispositivo que utiliza o sistema de posicionamento global (Global Positioning System) para determinar a posição e velocidade do satélite. Pode ser também utilizado para determinação de sua atitude.

Tabela 6.4 - Dados dos equipamentos da PMM (continuação).

Equipamento	L(m)	B(m)	H(m)	Massa (kg)	Potência Dissipada (W)	Descrição
Computador Embarcado	0,44	0,321	0,269	24	62	Faz o processamento e gerenciamento dos dados e comandos necessários ao funcionamento de equipamentos de bordo, bem como a supervisão da transmissão de telemetrias e telecomandos entre o satélite e a estação terrena.
Roda de Reação	0,247	0,247	0,085	4,85	55	São dispositivos compostos basicamente por um motor elétrico que aciona um rotor, de forma a prover, por variação do momento angular, controle de atitude ao satélite.
Roda de Reação	0,247	0,085	0,247	4,85	55	
Roda de Reação	0,085	0,247	0,247	4,85	55	
Roda de Reação	0,247	0,247	0,247	4,85	55	
Bateria	0,166	0,229	0,095	4	4,71	Armazena a energia elétrica produzida pelo painel solar para ser usada quando o satélite não estiver sendo iluminado pelo Sol.
Bateria	0,166	0,229	0,095	4	4,71	
Bateria	0,166	0,229	0,095	4	4,71	
Bateria	0,166	0,229	0,095	4	4,71	
Tanque de Hidrazina	0,4841	0,4841	0,4969	6,01	0	Serve para armazenar a hidrazina utilizada pelo subsistema de propulsão do satélite.

Uma distribuição preliminar dos equipamentos eletrônicos no interior da plataforma, concebida manualmente pelos especialistas em 2003, foi reproduzida, com base no relatório INPE A822101-ICD-0030 (CENIC, 2003) utilizando o modelo geométrico paramétrico descrito no capítulo 5 como mostra a Figura 6.7 (a). Os resultados da aplicação do procedimento integrado de cálculo descrito na seção 5.5 para o *baseline* são mostrados na Tabela 6.5 e Figura 6.7(b). Para o cálculo das funções objetivo considerou-se os seguintes valores desejáveis para as coordenadas do centro de gravidade e para os ângulos entre os eixos principais de inércia e os eixos de referência

$$\begin{aligned} XCG_{target} &= 0,0 \\ YCG_{target} &= 0,0 \\ ZCG_{target} &= 0,5874 \end{aligned} \quad (6.5)$$

$$\begin{aligned} Ang_{XX\_target} &= 0^\circ \\ Ang_{YY\_target} &= 0^\circ \\ Ang_{ZZ\_target} &= 0^\circ \end{aligned} \quad (6.6)$$

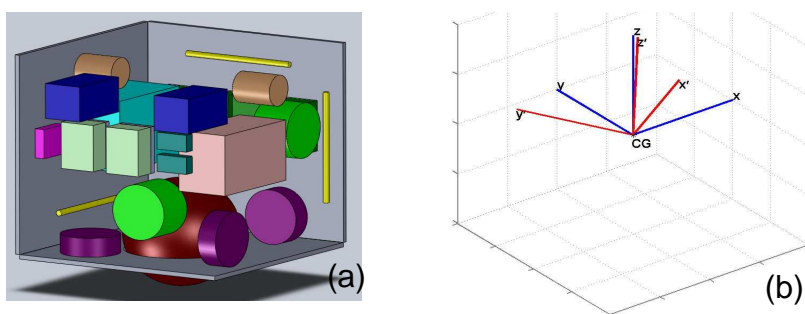


Figura 6.7- (a) Distribuição atual dos equipamentos no interior da plataforma (b) Desalinhamento dos eixos principais de inércia (em vermelho) com relação aos eixos de referência (em azul).

Tabela 6.5 - Resultados para o *baseline*.

Variável	Valor
$XCG_{calc}$ (m)	-0,0006
$YCG_{calc}$ (m)	-0,0010
$ZCG_{calc}$ (m)	0,5694
$Ang_{XX\_calc}$ (°)	30,83
$Ang_{YY\_calc}$ (°)	30,96
$Ang_{ZZ\_calc}$ (°)	2,80
$f_1$	0,018015
$f_2$	1192,5
$f_3$	43,784
<i>Interferência</i> (m <sup>3</sup> )	0,00

### 6.2.1 Resultados da Otimização do *Layout* dos equipamentos no interior da Plataforma Multimissão com os Equipamentos Livres

Uma vez verificada a representatividade das funções objetivo, é possível realizar a otimização do *layout* dos equipamentos no interior da Plataforma Multimissão utilizando Algoritmo Genético.

Como mostrado na Tabela 6.3 a plataforma possui 27 equipamentos, sendo que os SADA's e o tanque de hidrazinha são mantidos fixos e os dois diplexes são montados sobre os transponderes, restando então 22 equipamentos a serem posicionados.

Para cada um dos 22 equipamentos foram definidas três variáveis de projeto ( $p$ ,  $d_1$  e  $d_2$ ) que irão posicioná-lo no interior da plataforma, como descrito na seção 5.4, totalizando 66 variáveis de projeto. Os equipamentos ficaram livres para serem posicionados aleatoriamente em qualquer um dos 5 painéis. Foram definidos ainda três objetivos, como mostrado nas Equações (5.52), (5.53) e (5.54).

$$f_1 = \sqrt{(XCG_{calc} - XCG_{target})^2 + (YCG_{calc} - YCG_{target})^2 + (ZCG_{calc} - ZCG_{target})^2},$$

$$f_2 = D_{dp} = \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^{N_c} (D_{celj} - \bar{D}_{cel})^2}{N_c}} \mathbf{e}$$

$$f_3 = \sqrt{\begin{aligned} &(Ang_{XX_{calc}} - Ang_{XX_{target}})^2 \\ &+ (Ang_{YY_{calc}} - Ang_{YY_{target}})^2 \\ &+ (Ang_{ZZ_{calc}} - Ang_{ZZ_{target}})^2 \end{aligned}}$$

e uma restrição dada pela Equação (5.55), na qual o volume de interferência entre os equipamentos deve ser nulo.

$$f_k(D_1, D_2, p) = \sum_{i=1}^N \sum_{j=i+1}^N Vol_{Inter_{ij}} = 0$$

Para o projeto da Plataforma Multimissão há ainda dois requisitos com relação à diferença do centro de gravidade obtido para a solução otimizada e o centro de gravidade desejado,  $f_1$ , e aos ângulos entre os eixos principais de inércia e os eixos de referência,  $f_3$ . A Figura 6.8 ilustra esses requisitos.

$$XCG_{calc} - XCG_{target} < \delta \quad (6.7)$$

$$YCG_{calc} - YCG_{target} < \delta$$

onde  $\delta = 0,2m$ .

$$\begin{aligned} Ang_{XX'_{calc}} &< \varphi \\ Ang_{YY'_{calc}} &< \varphi \\ Ang_{ZZ'_{calc}} &< \varphi \end{aligned} \quad (6.8)$$

onde  $\varphi = 3^\circ$ .

Portanto, o sistema deve estar alinhado com o eixo longitudinal.

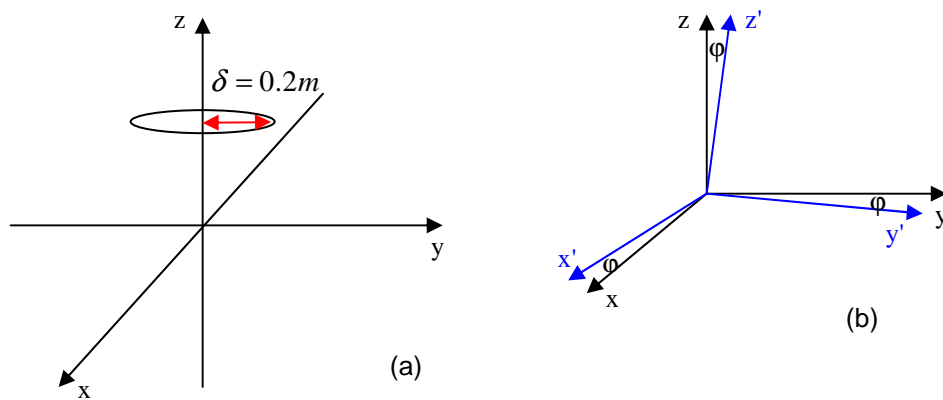


Figura 6.8 - Representação dos requisitos da PMM (a) para o Centro de Gravidade (b) para os eixos principais de inércia.

Como visto no capítulo 4, o algoritmo genético trabalha com uma população de soluções candidatas, chamadas de indivíduos. A população inicial foi gerada aleatoriamente com 50 indivíduos. A Figura 6.9 mostra a distribuição da população no espaço de projeto para três equipamentos. É importante lembrar que o espaço de projeto apresenta 66 dimensões.

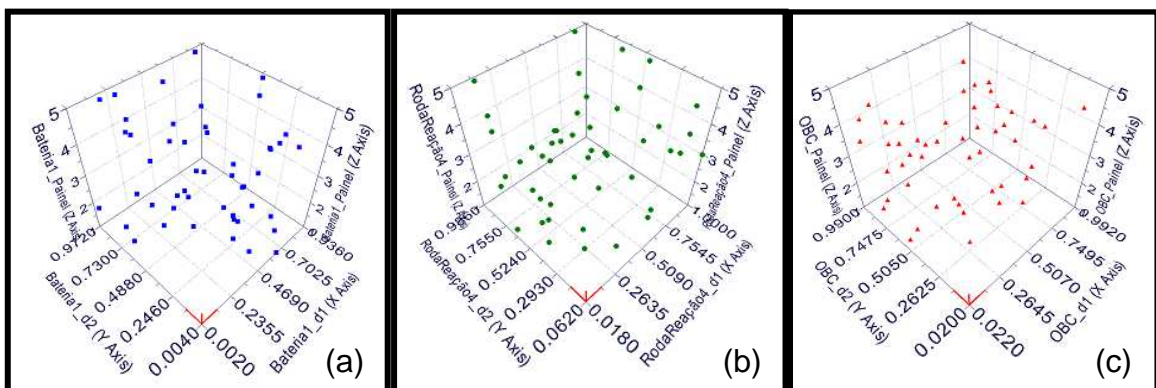


Figura 6.9 - Exemplo de distribuição dos pontos iniciais no espaço de projeto para (a) Bateria 1 (b) Roda de Reação 4 e (c) Computador Embarcado.

Como não é possível gerar um gráfico mostrando todas as 66 dimensões, então três equipamentos foram selecionados e as variáveis  $d_1$ ,  $d_2$  e



*painel* de cada um deles foram utilizadas para gerar os gráficos mostrados na Figura 6.9. O intuito é verificar a distribuição dos pontos da população inicial no espaço de projeto.

Avaliou-se a população inicial seguindo o procedimento de cálculo descrito na seção 5.5. Todos os 50 indivíduos da população apresentaram interferência entre os equipamentos, como pode ser visto na Figura 6.10. A Figura 6.11 mostra o indivíduo da população inicial que apresentou o menor volume de interferência.

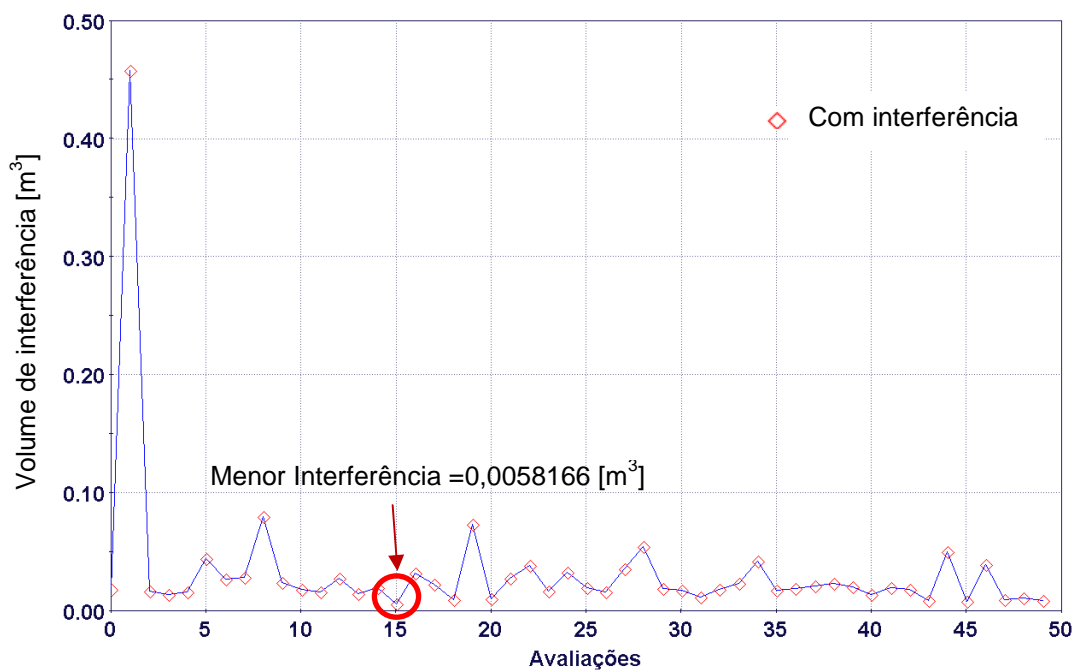


Figura 6.10 - Volume de interferência entre os equipamentos dos indivíduos da população inicial.

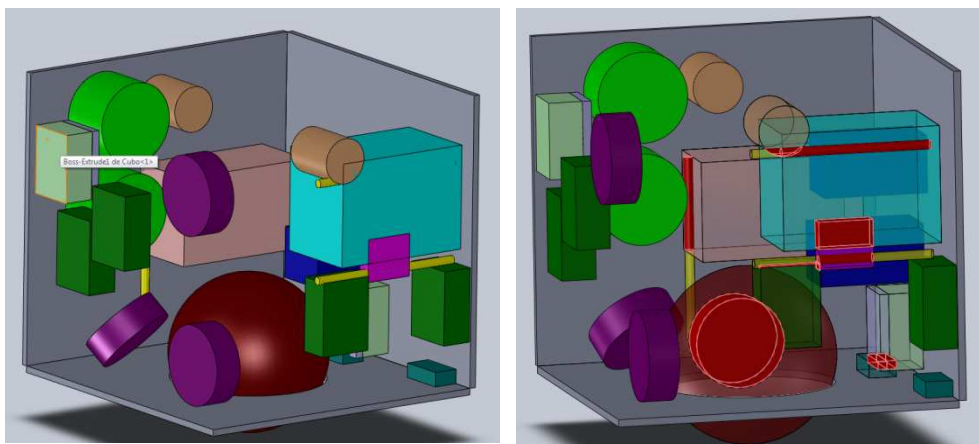


Figura 6.11 - Melhor configuração na população inicial. Em destaque, as interferências detectadas.

Foram utilizadas 200 gerações do algoritmo genético NSGA-II para realizar a otimização. Inicialmente, o processo de otimização considerou os requisitos para centro de gravidade e para os ângulos mostrados nas Equações (6.7) e (6.8). Entretanto, essa restrição era muito forte e nenhuma configuração viável era encontrada. Então, a fim de facilitar a busca por soluções viáveis, a otimização foi realizada sem a imposição dos requisitos e estes foram aplicados sobre os resultados da otimização, como um filtro. Como a população inicial continha 50 indivíduos, foram avaliadas um total de 10000 soluções candidatas sendo 52,72% inviáveis, pois apresentavam interferência geométrica, e 47,28% viáveis, como mostra a Figura 6.12.

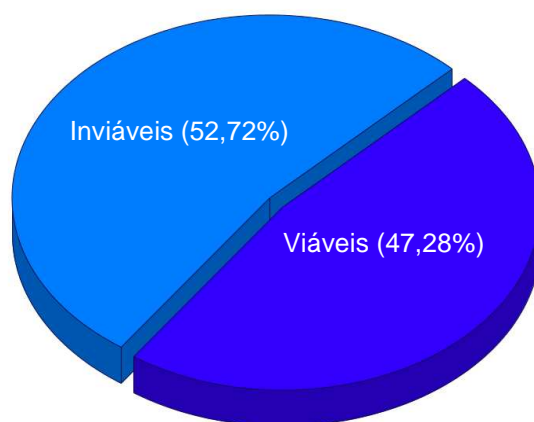


Figura 6.12 - Classificação das soluções.

É interessante observar que o volume de interferência foi rapidamente reduzido, como mostra a Figura 6.13, obtendo soluções viáveis já na 39ª geração. A quantidade de soluções viáveis varia a cada geração, devido à natureza estocástica do otimizador, como pode ser visto na Figura 6.14.

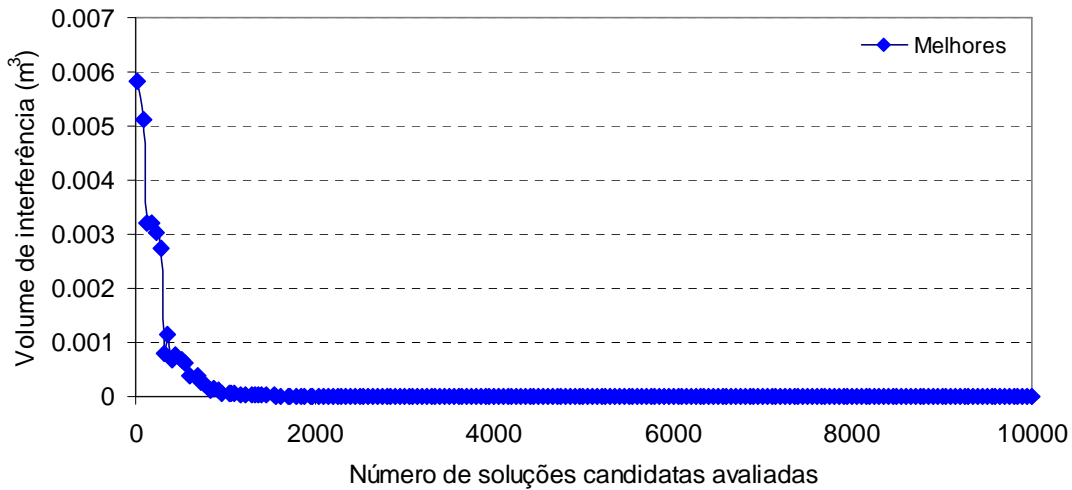


Figura 6.13 - Redução do volume de interferência dos melhores indivíduos de cada geração.

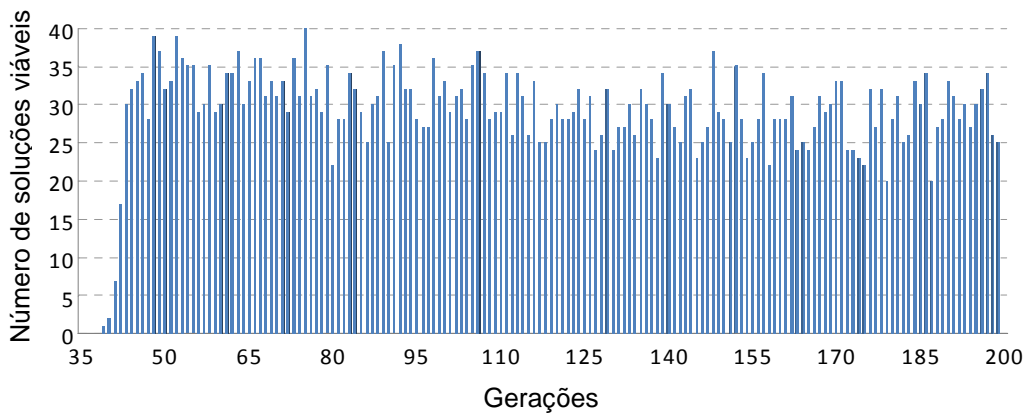


Figura 6.14 - Número de soluções viáveis a cada geração.

Após a otimização, o conjunto de soluções de compromisso ou Fronteira de Pareto foi encontrado. A Figura 6.15 mostra um gráfico tridimensional dessas soluções no espaço de funções objetivo. A função objetivo relativa à minimização da diferença do centro de gravidade obtido para a solução otimizada e o centro de gravidade desejado,  $f_1$ , é representado no eixo das

abscissas, enquanto que a função objetivo relativa à minimização do desvio-padrão da uniformidade de potência térmica dissipada sobre os painéis,  $f_2$ , é representada no eixo das ordenadas. Já a função objetivo para a minimização dos ângulos entre os eixos principais de inércia e os eixos de referência,  $f_3$ , é representada pela cor dos círculos.

A Tabela 6.6 e a Figura 6.16 mostram as melhores configurações para cada objetivo individualmente e também o valor de cada função objetivo para o *baseline*. Lembrando o conceito de otimalidade de Pareto apresentado no capítulo 3 e comparando as soluções encontradas com o *baseline*, mostradas na Figura 6.15, observa-se que todas as soluções de compromisso que apresentam  $f_1 < 0,018$  dominam o *baseline*, ou seja, são melhores do que este nos três objetivos considerados nesse trabalho. Entretanto, a viabilidade funcional depende de outros fatores que não estão sendo considerados no presente trabalho, como por exemplo, os sensores de estrelas devem estar posicionados de tal forma que sua visada para o espaço não seja obstruída, por exemplo, pelo painel solar. Os atuadores híbridos magnéticos (magnetotorquer) e rodas de reação devem ser posicionados de forma que cada equipamento fique alinhado com um eixo coordenado. Além disso, devem ser considerados requisitos de integração de sistemas. Esse fatores podem ser incorporados à metodologia através da inserção de novas regras para o posicionamento desses equipamentos.

Tabela 6.6 - Comparativo entre *baseline* e melhores configurações para cada objetivo.

	<i>Baseline</i>	Mínimo para $f_1$	Mínimo para $f_2$	Mínimo para $f_3$
$f_1$	0,018015	0,00025922	0,026487	0,036344
$f_2$	48464	32036	27639	32053
$f_3$	43,78	31,81	20,60	0,38003

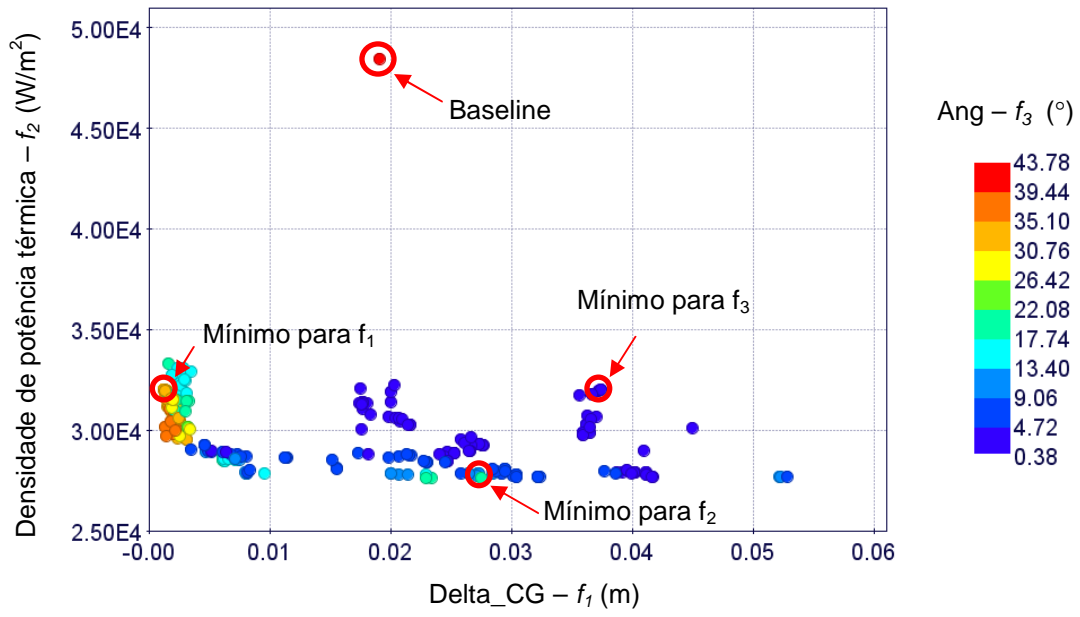


Figura 6.15 - *Baseline* e Fronteira de Pareto para o *layout* dos equipamentos da Plataforma Multimissão.

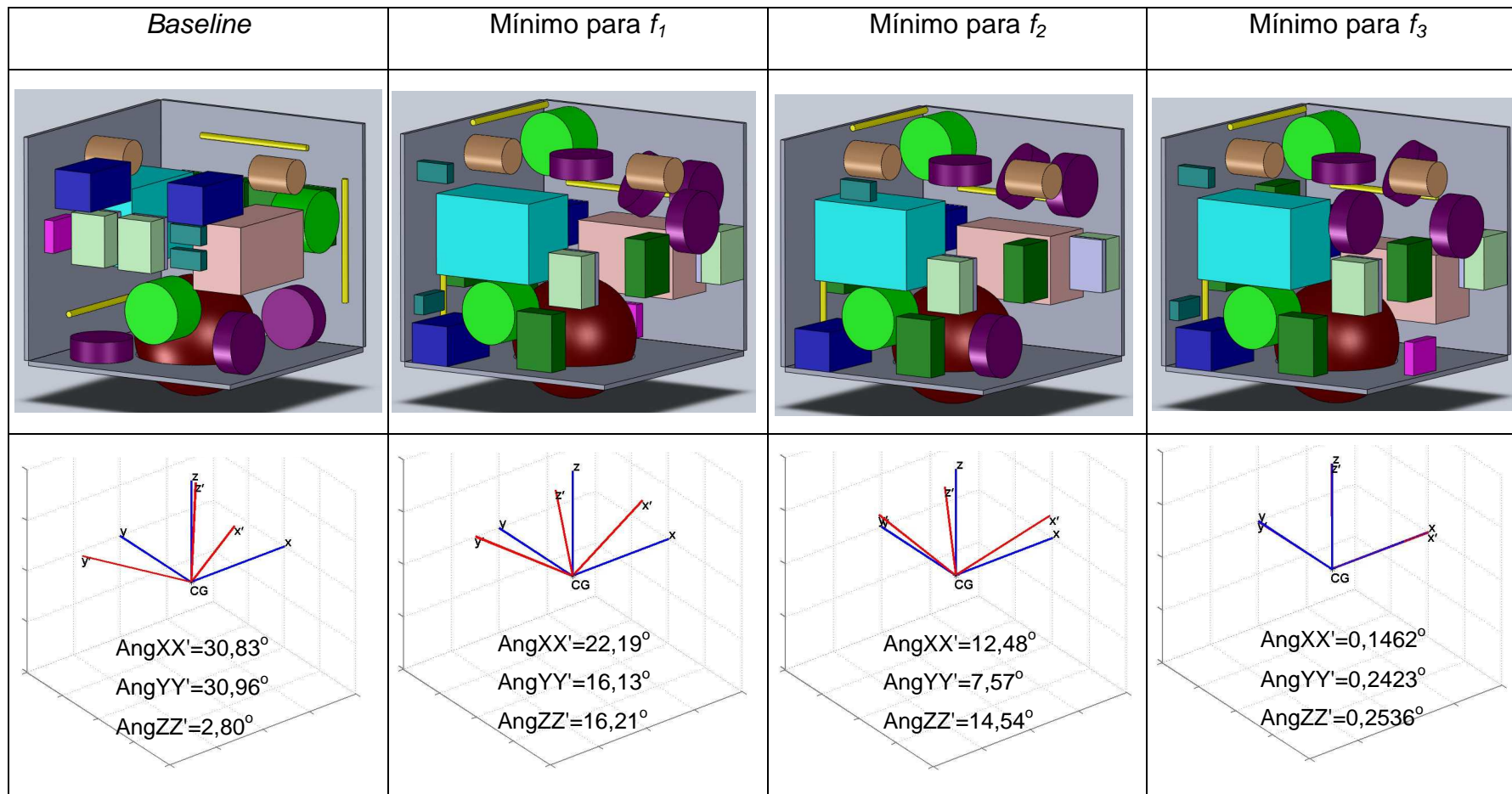


Figura 6.16 - Comparativo entre *baseline* e melhores configurações para cada objetivo.

Aplicando os requisitos mostrados nas Equações (6.7) e (6.8) às 10000 soluções candidatas avaliadas, é possível observar uma grande redução no número de soluções viáveis, como pode ser visto na Figura 6.17.

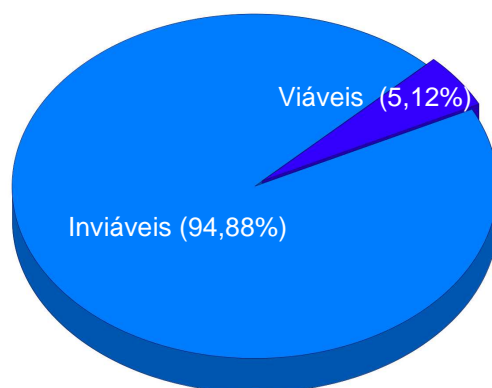


Figura 6.17 - Classificação das soluções após aplicação dos requisitos.

Embora em menor quantidade, ainda há soluções de compromisso que atendem aos requisitos de centro de gravidade e dos ângulos entre os eixos principais de inércia e os eixos de referência e aquelas com  $f_1 < 0,018$  dominam o *baseline* para os objetivos considerados, como mostra a Figura 6.18. A Tabela 6.7 e a Figura 6.19 mostram as melhores configurações para cada objetivo individualmente e também o valor de cada função objetivo para o *baseline* após a aplicação do requisito.

Tabela 6.7 - Comparativo entre *baseline* e melhores configurações para cada objetivo após aplicação dos requisitos.

	<i>Baseline</i>	Mínimo para $f_1$	Mínimo para $f_2$	Mínimo para $f_3$
$f_1$	0,018015	0,016494	0,040628	0,036344
$f_2$	48464	32064	27724	32053
$f_3$	43,78	3,94	1,78	0,38

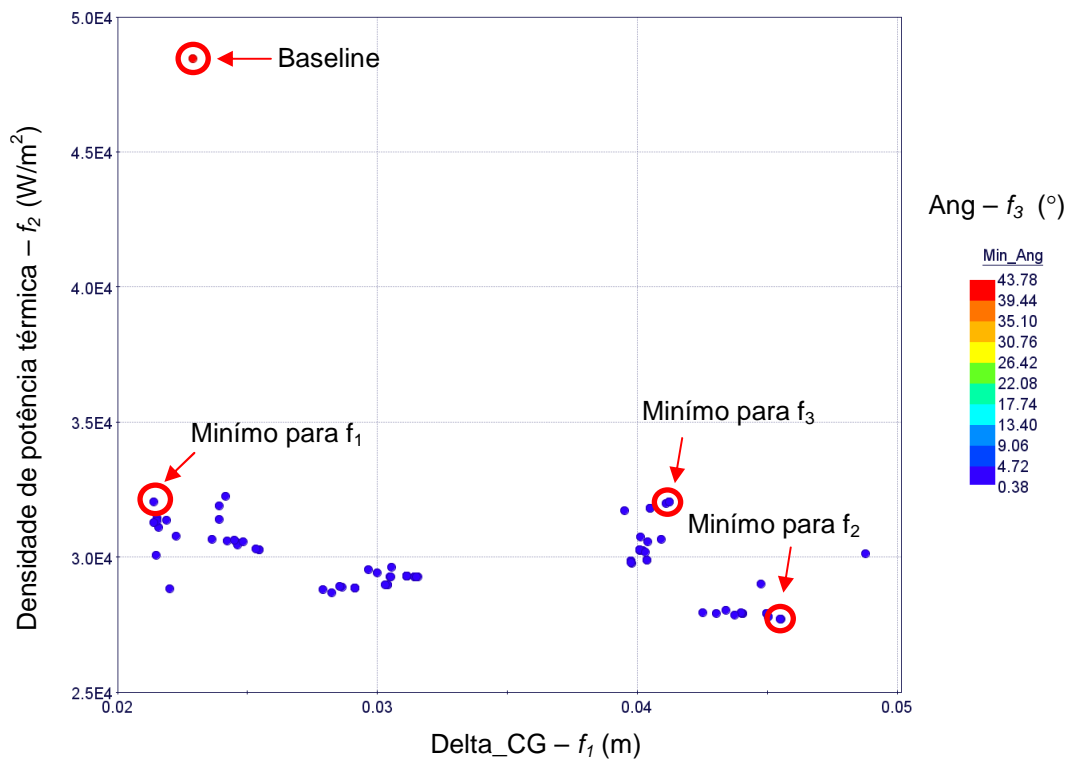


Figura 6.18 - *Baseline* e Fronteira de Pareto para o *layout* dos equipamentos da Plataforma Multimissão após aplicação dos requisitos.



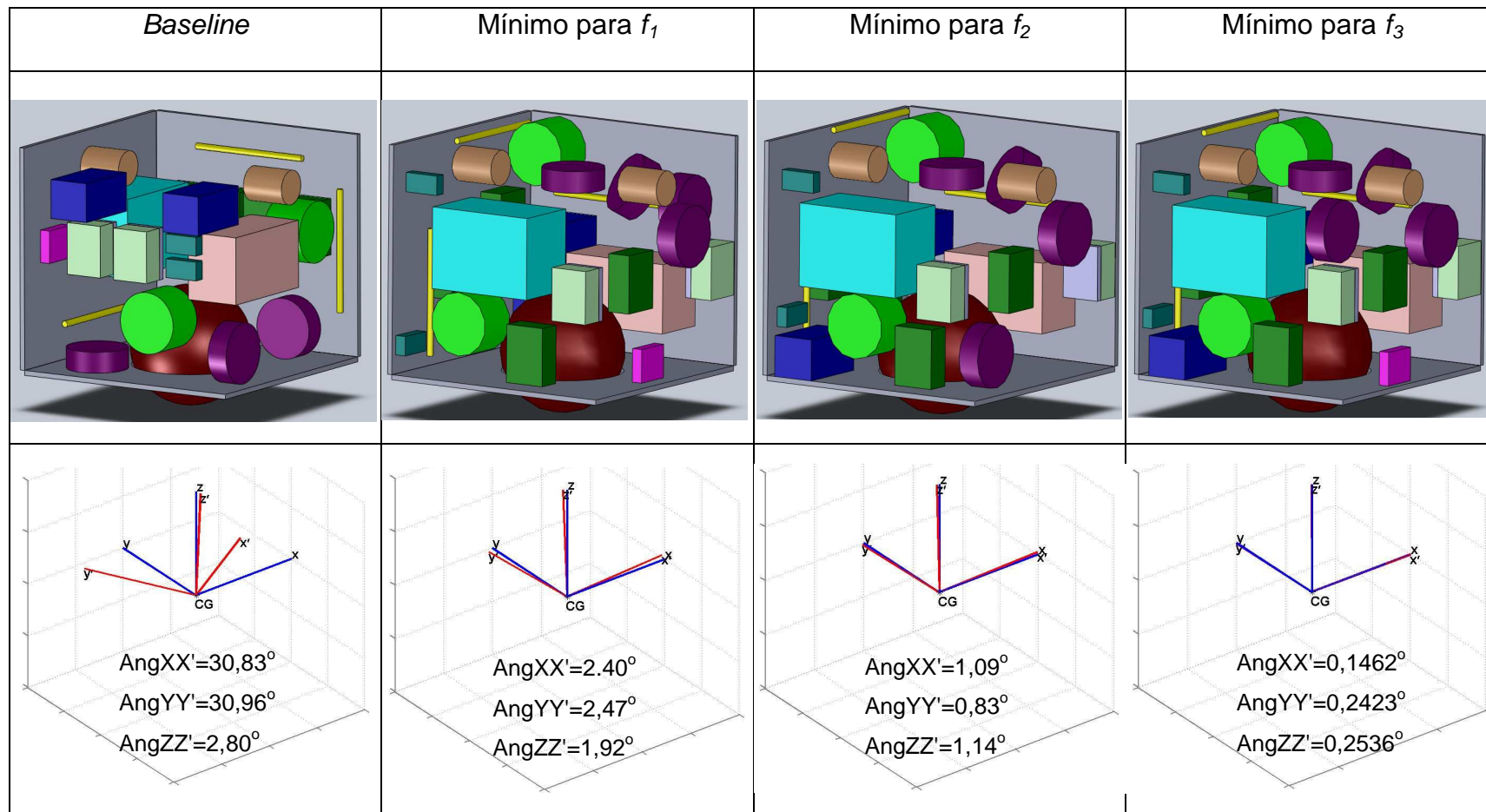


Figura 6.19 - Comparativo entre *baseline* e melhores configurações para cada objetivo após aplicação dos requisitos.

## 6.2.2 Resultados da Otimização do *Layout* dos equipamentos no interior da Plataforma Multimissão com Baterias Unidas

A otimização realizada na seção 0, foi repetida considerando agora que as baterias deveriam ser posicionadas no mesmo painel visando evitar a inserção de cablagem extra e todos os problemas que poderiam ser causados para conectar esses equipamentos localizados em painéis diferentes. Sendo assim, o número de variáveis de projeto foi reduzido para 63, já que a mesma variável  $p$  que determina o painel no qual o equipamento estará localizado será utilizada para as quatro baterias.

Avaliou-se uma nova população inicial seguindo o procedimento de cálculo descrito na seção 5.5 e, assim como mostrado na seção anterior, todos os 50 indivíduos da população apresentaram interferência entre os equipamentos, como pode ser visto na Figura 6.20. A Figura 6.21 mostra o indivíduo da população inicial que apresentou o menor volume de interferência.

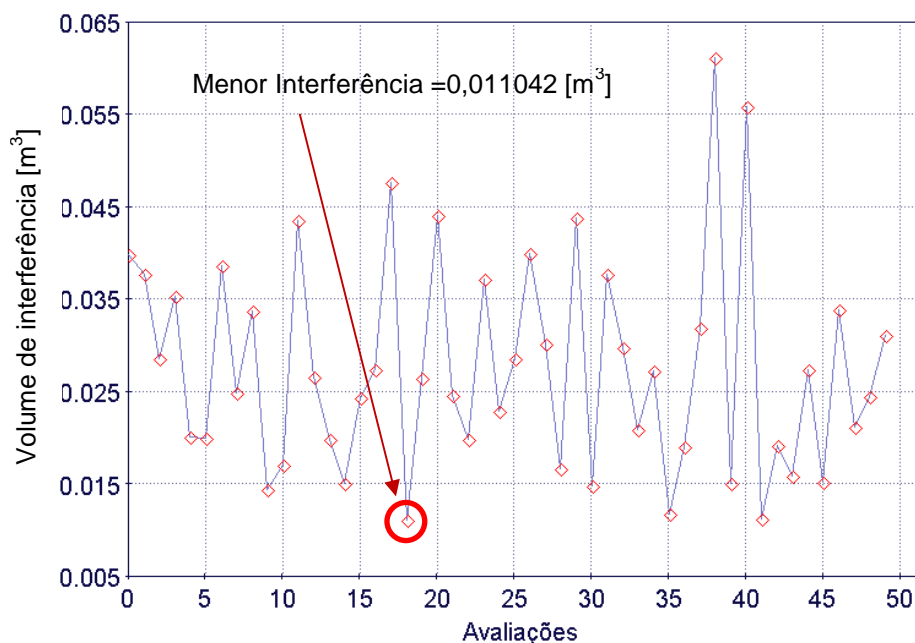


Figura 6.20 - Volume de interferência entre os equipamentos dos indivíduos da população inicial considerando baterias em um mesmo painel.

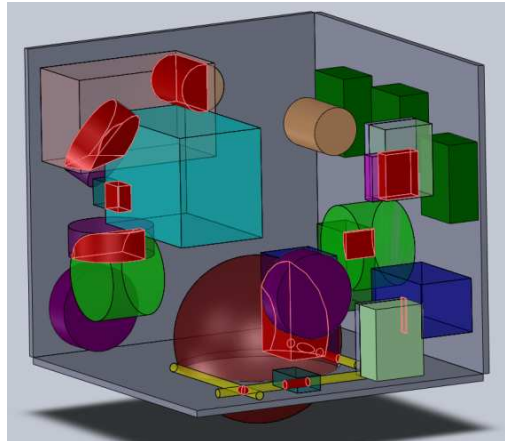


Figura 6.21 - Melhor configuração na população inicial considerando baterias em um mesmo painel. Em destaque, as interferências detectadas.

Foram utilizadas 200 gerações do algoritmo genético, totalizando 10000 soluções candidatas sendo 53,78% inviáveis e 46,22% viáveis, como mostra a Figura 6.22.

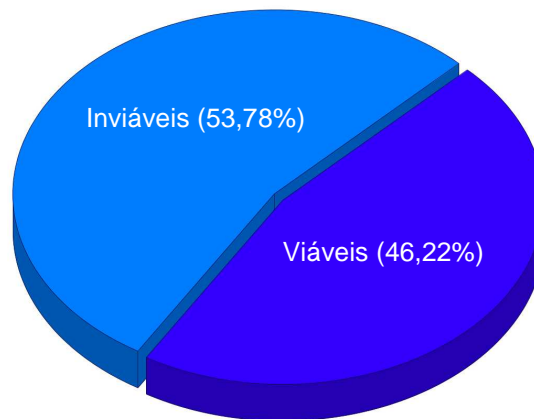


Figura 6.22 - Classificação das soluções considerando as baterias em um mesmo painel.

A Fronteira de Pareto obtida é mostrada na Figura 6.23. A Tabela 6.8 e a Figura 6.27 mostram o *baseline* e as melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel.

Tabela 6.8 - Comparativo entre *baseline* e melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel.

	<i>Baseline</i>	Mínimo para $f_1$	Mínimo para $f_2$	Mínimo para $f_3$
$f_1$	0,018015	0,00015229	0,020669	0,054651
$f_2$	48464	53242	26549	31944
$f_3$	43,78	8,65	7,16	0,071118

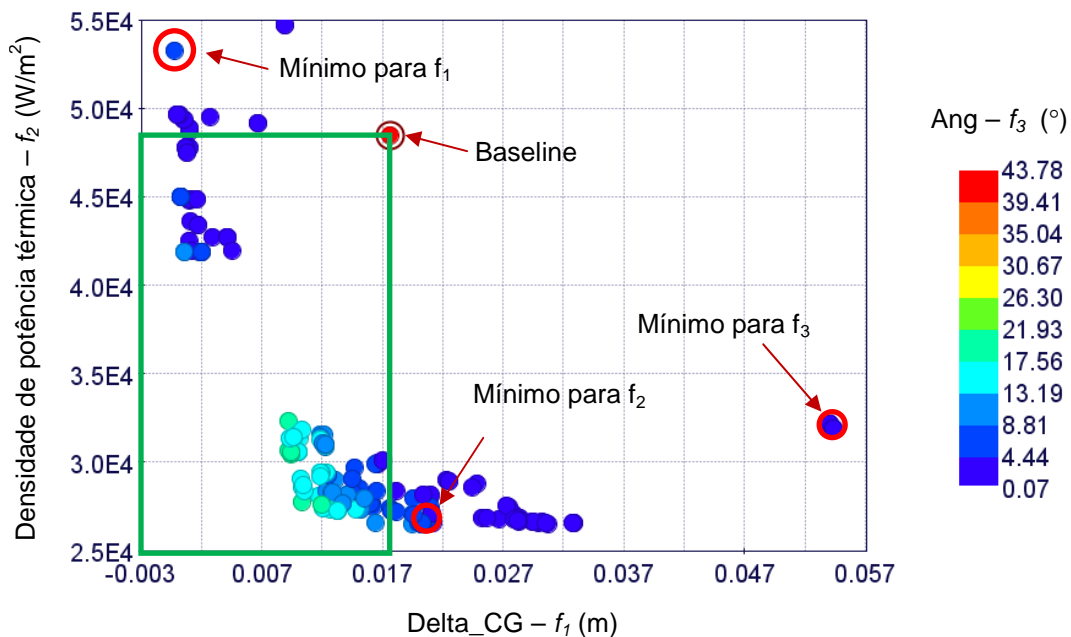


Figura 6.23 - *Baseline* e Fronteira de Pareto para o *layout* dos equipamentos da Plataforma Multimissão considerando as baterias em um mesmo painel.

Comparando as Figuras 6.15 e Figura 6.23 é possível observar que considerando as baterias em um mesmo painel há uma cobertura melhor da Fronteira de Pareto, ou seja, mais soluções de compromisso foram obtidas. Verifica-se também que as soluções otimizadas apresentam resultados melhores com relação ao alinhamento entre eixos principais de inércia e os eixos de referência, como pode ser visto na Figura 6.27, entretanto, os pontos extremos da Fronteira de Pareto mostrados na Tabela 6.7 não dominam o *baseline*. As soluções na Fronteira de Pareto que dominam o *baseline* são

aquelas que apresentam  $f_1 < 0,018015$  e  $f_2 < 48464$  (em destaque na Figura 6.23), já que todas as soluções da Fronteira de Pareto apresentam  $f_3 < 43,78$ .

É interessante notar também que impondo que as baterias fiquem no mesmo painel, foram encontradas soluções onde os equipamentos com as maiores massas, ou seja, o OBC e a PCDU ficaram posicionados no mesmo painel. A massa desses dois equipamentos corresponde a aproximadamente 36% da massa de todos os equipamentos considerados nesse trabalho. Pensando em alinhamento de eixos principais de inércia e posição do centro de massa seria mais intuitivo pensar no posicionamento desses equipamentos em painéis opostos.

Analisando o resultado da melhor configuração obtida para a primeira função objetivo, verifica-se que a maioria dos demais equipamentos estão posicionados próximo à face oposta daquela onde estão o OBC e a PCDU, como mostra a Figura 6.24.

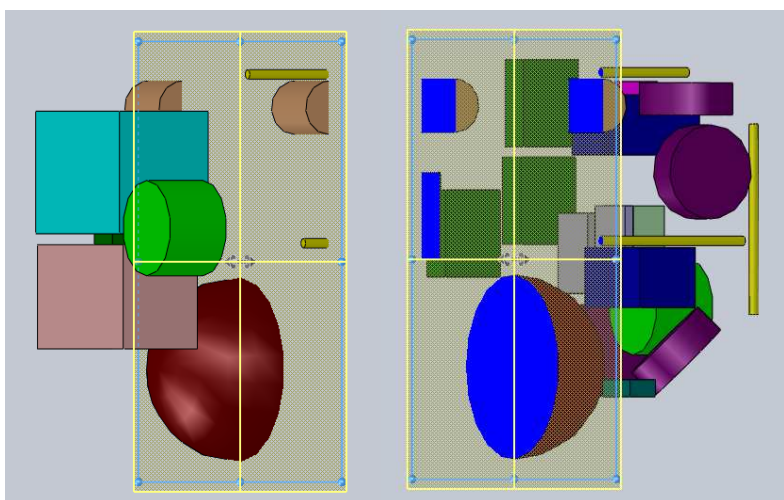


Figura 6.24 - Corte no plano x-z no eixo de simetria.

Analisando as vistas de topo e lateral e conhecendo as massas e dimensões dos equipamentos mostradas na Tabela 6.3 é possível ver a homogeneidade da distribuição de massa, como mostra a Figura 6.25, o que resulta em um centro de massa próximo ao centro do satélite e em produtos de inércia próximos a zero, como mostra a Figura 6.26.

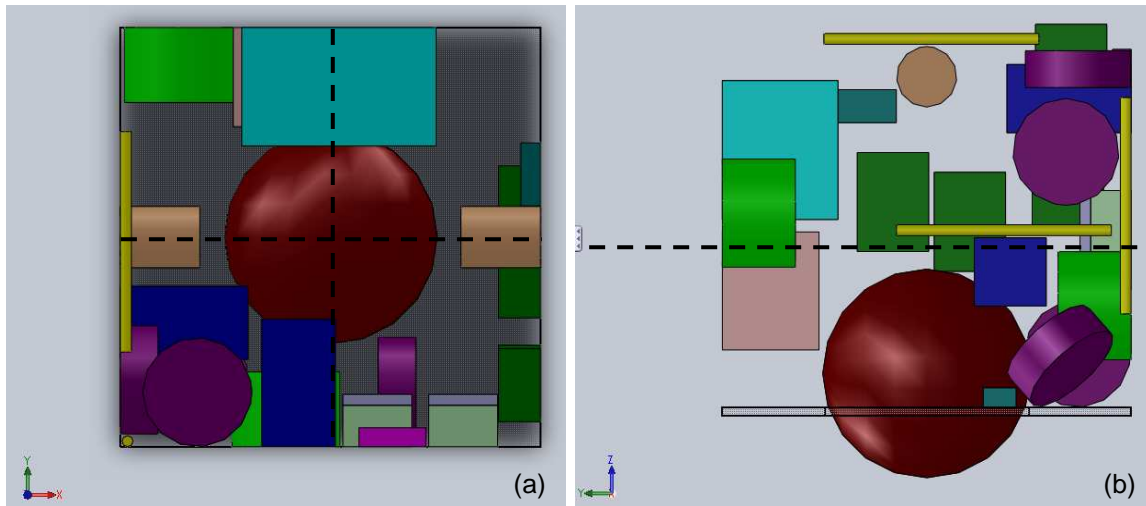


Figura 6.25 - (a) Vista de topo e (b) Vista lateral.

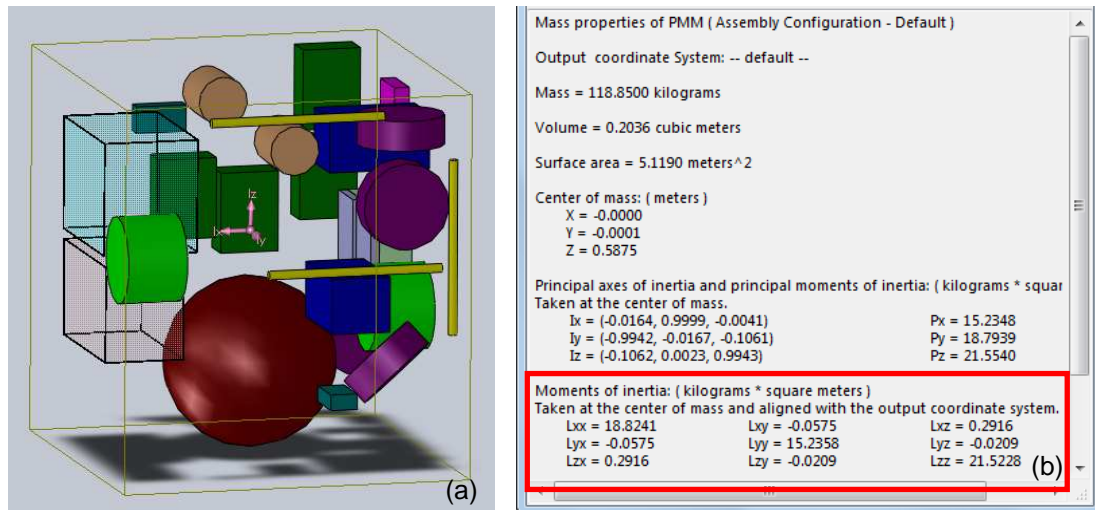


Figura 6.26 - (a) Centro de massa da melhor solução obtida para a primeira função objetivo e (b) Matriz de inércia no centro de massa do satélite.

É interessante observar que o processo de otimização encontrou uma solução completamente não-intuitiva, minimizando os objetivos e atendendo à restrição de não haver interferência entre os equipamentos. Como o OBC e a PCDU são equipamentos grandes, a movimentação dos mesmos tem uma grande probabilidade de gerar interferência com os demais equipamentos e, conseqüentemente, gerar soluções inviáveis. Dessa forma, o algoritmo de otimização entende que mover tais equipamentos é menos efetivo do que mover os equipamentos menores. Essa pode ser uma solução ótima local, já que foram avaliadas 10000 configurações. Alterar os parâmetros do algoritmo genético, a população inicial ou aumentar o número de gerações pode ajudar a obter soluções diferentes.



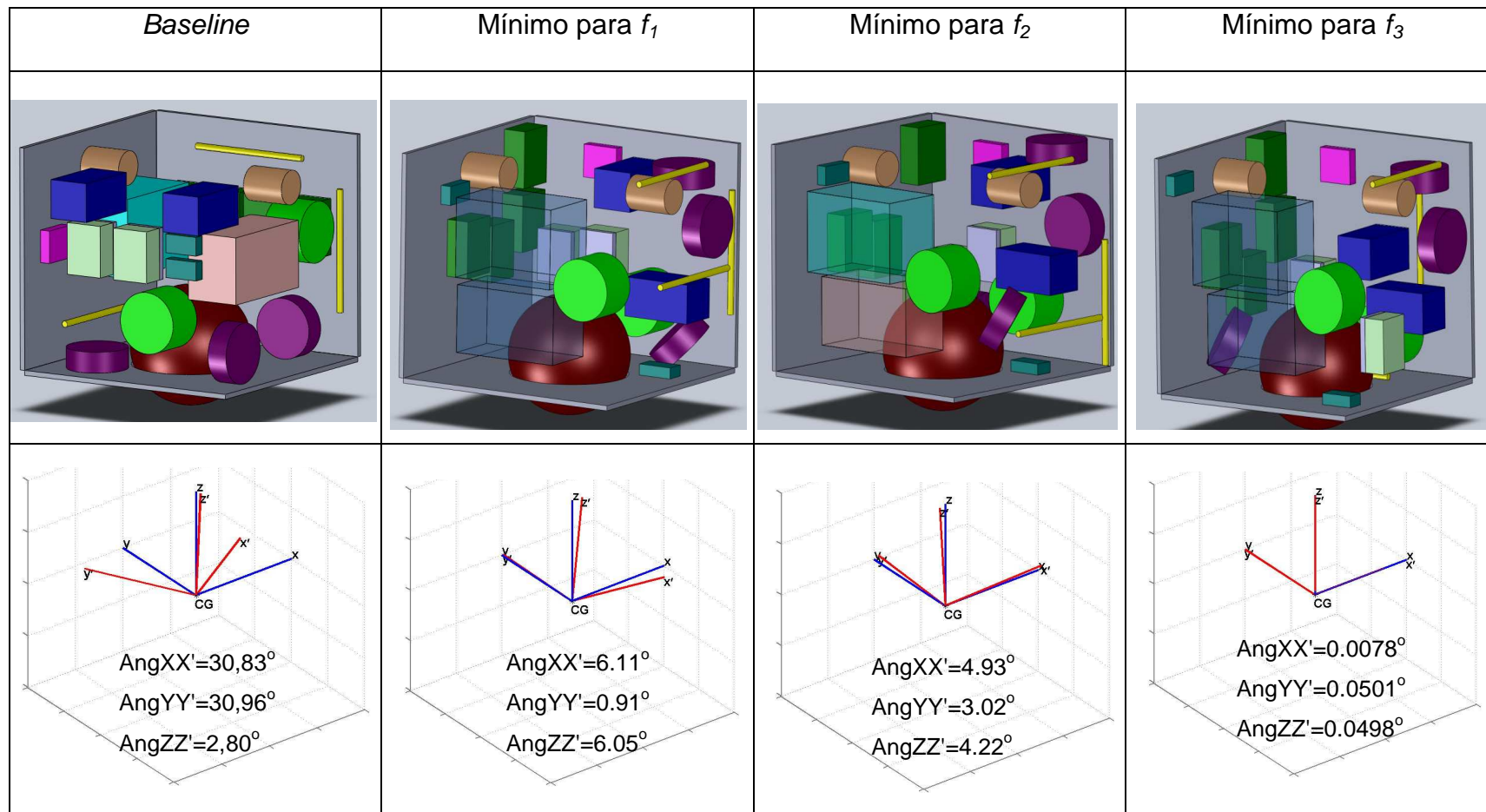


Figura 6.27 - Comparativo entre *baseline* e melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel.



Aplicando os requisitos mostrados nas Equações (6.7) e (6.8) às 10000 soluções candidatas avaliadas considerando as baterias em um mesmo painel, verifica-se também uma grande redução no número de soluções viáveis, como pode ser visto na Figura 6.28. Porém, a otimização considerando as baterias em um mesmo painel, forneceu 1,7% a mais de soluções viáveis (170 configurações) do que a otimização considerando os equipamentos livres.

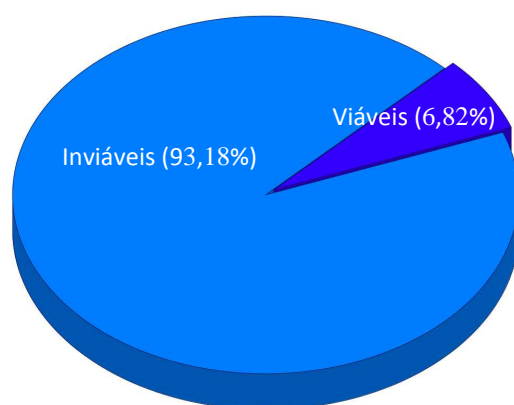


Figura 6.28 - Classificação das soluções considerando as baterias em um mesmo painel após aplicação dos requisitos.

A Fronteira de Pareto obtida após a aplicação dos requisitos é mostrada na Figura 6.29. A Tabela 6.9 e a Figura 6.30 mostram o comparativo entre o *baseline* e as melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel após a aplicação dos requisitos.

Tabela 6.9 - Comparativo entre *baseline* e melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel após aplicação dos requisitos.

	<i>Baseline</i>	Mínimo para $f_1$	Mínimo para $f_2$	Mínimo para $f_3$
$f_1$	0,018015	0.00033776	0.03058	0.054651
$f_2$	48464	49688	26558	31944
$f_3$	43,78	2.98	3.92	0.071118

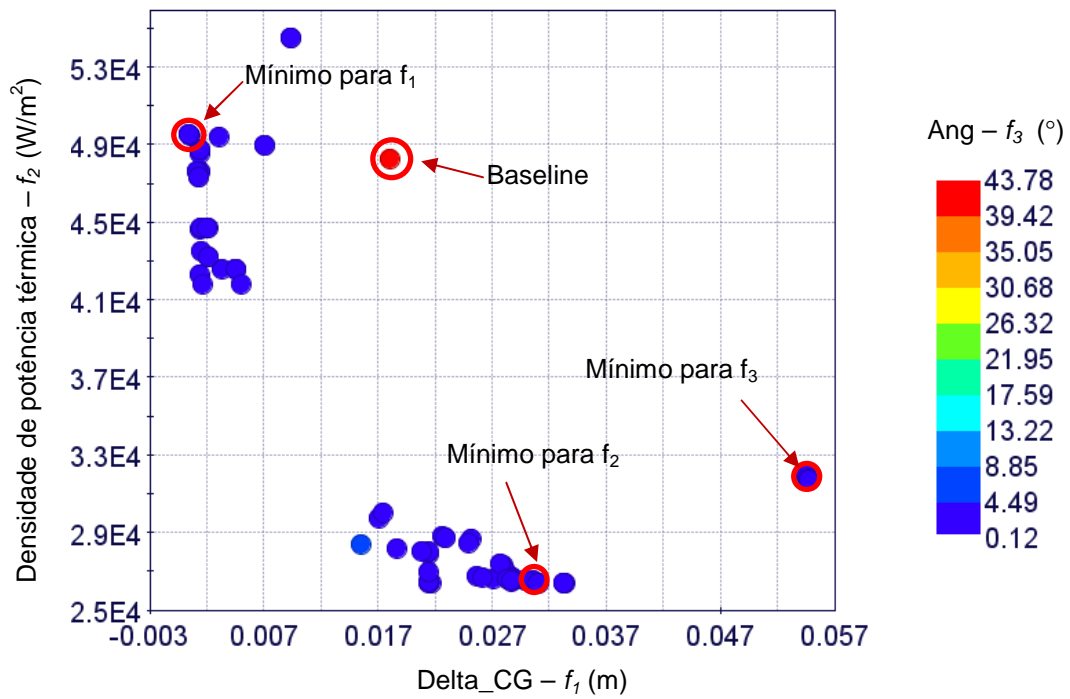


Figura 6.29 - *Baseline* e Fronteira de Pareto para o *layout* dos equipamentos da Plataforma Multimissão considerando as baterias em um mesmo painel após aplicação dos requisitos.

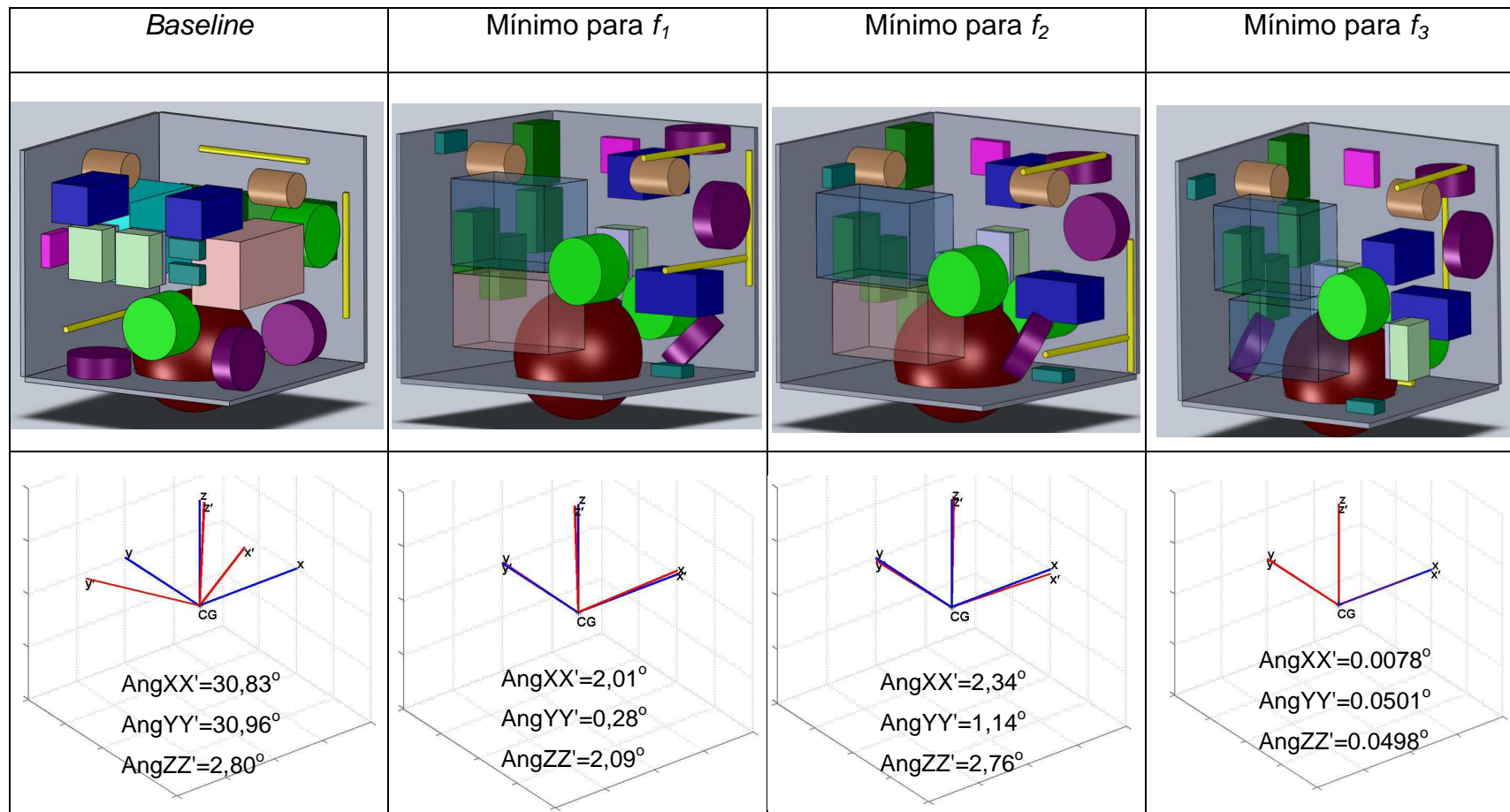


Figura 6.30 - Comparativo entre *baseline* e melhores configurações para cada objetivo considerando as baterias em um mesmo painel após aplicação do requisito.



## 7 Conclusões

Esse trabalho teve como objetivo desenvolver uma metodologia para a otimização do *layout* tridimensional dos equipamentos no interior de satélites artificiais, considerando requisitos de balanço de massa e de uniformidade de potência térmica dissipada sobre os painéis do satélite. Para tanto, o problema de projeto de módulo de satélites (SMLDP) foi formulado como um problema de otimização multiobjetivo visando encontrar, de forma automática, o posicionamento ótimo dos equipamentos no interior do módulo de satélites artificiais que minimize simultaneamente a diferença entre o centro de gravidade da solução otimizada e o centro de gravidade previamente especificado como requisito, a densidade de potência dissipada pelos equipamentos eletrônicos, e os ângulos formados entre os eixos principais de inércia da solução otimizada e os eixos de referência do sistema. O *layout* deve ainda atender às restrições geométricas, ou seja, estar contido no interior do módulo do satélite e não apresentar interferência mecânica ou sobreposição entre os equipamentos. As variáveis de projeto são as coordenadas que posicionam o equipamento no interior do módulo.

A intenção desse trabalho era o de desenvolver uma metodologia aplicável ao dia-a-dia dos projetistas de satélite. Na fase inicial de desenvolvimento, os cálculos foram realizados analiticamente. As primeiras análises e testes da metodologia encontraram várias limitações:

- Necessidade de simplificar ao máximo as formas dos equipamentos, supondo que os mesmos estivessem inscritos em cubos ou paralelepípedos para facilitar o cálculo das interferências.

- A geometria simplificada dos equipamentos gerava dúvidas sobre o a representatividade do volume de interferência calculado, pois não era possível saber se esse se devia à representação ou se era uma interferência real.

- Cálculo das interferências pouco acurado.

- Inspeção visual dos resultados dificultada pela falta de visualização das configurações obtidas. Era necessário inserir todas as variáveis de

posicionamento dos equipamentos manualmente em uma ferramenta de Computer Aided Design (CAD). Quando o número de equipamentos é elevado, essa tarefa se torna altamente improdutiva.

Por essas razões, a metodologia proposta passou a utilizar ferramentas computacionais que são largamente utilizadas para projetos de engenharia. O software Solidworks foi utilizado para desenvolver o modelo geométrico parametrizado, que permite realizar alterações nas coordenadas que posicionam os equipamentos de forma automática. Desse modelo, extraem-se também as coordenadas tridimensionais do centro de massa do sistema, a matriz de inércia e informações sobre volume de interferência, que é utilizado como restrição de projeto. Para a determinação dos ângulos entre os eixos principais de inércia da solução otimizada e os eixos de referência do sistema foi utilizada uma rotina implementada em Matlab que encontra a solução para um problema de autovalor e autovetor da matriz de inércia. Para representar a uniformidade de potência térmica dissipada sobre os painéis, foi implementada uma rotina em linguagem C para codificar uma heurística para a representação da uniformidade de distribuição de potência térmica dissipada sobre os painéis do satélite.

Todo esse procedimento de cálculo foi integrado utilizando o software modeFrontier, uma plataforma para integração e otimização de projetos que permitiu o melhor gerenciamento e transferência automática de dados entre os aplicativos utilizados. Dessa forma, todas as informações relativas a cada configuração avaliada ficam documentadas e podem ser acessadas a qualquer momento, sem retrabalho.

Para o processo de otimização utilizou-se o algoritmo genético "Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA-II)". Esse método é amplamente utilizado em problemas de engenharia e apresenta resultados bastante robustos.

A metodologia foi então aplicada a um estudo de caso, a otimização dos equipamentos no interior da Plataforma Multimissão (PMM) em desenvolvimento no INPE, que consiste em uma plataforma espacial

desenvolvida para ser utilizada em diferentes tipos de missão. Sua arquitetura consiste na montagem de 27 equipamentos essenciais ao satélite sobre uma plataforma mecânica, ou seja, seus painéis.

Para esse estudo de caso, é razoável representar os equipamentos como formas geométrica simples, como cubos, esferas, cilindros e paralelepípedos, pois eles representam adequadamente os equipamentos a serem posicionados na plataforma. Entretanto, é importante ressaltar que isso não é uma limitação e sim uma opção. Equipamentos das mais diversas formas poderiam ser considerados.

Partindo de uma população com 50 soluções candidatas gerada aleatoriamente, foram executadas 200 gerações do algoritmo genético, totalizando 10000 soluções avaliadas. O custo computacional para cada configuração foi de aproximadamente 17s em um computador Intel Core I7 950 3.06GHz. Todos os indivíduos da população inicial eram inviáveis, ou seja, apresentavam interferência mecânica entre os equipamentos. Observou-se, porém, uma rápida redução no volume de interferência a cada geração do algoritmo genético, sendo que a partir da trigésima nona geração, configurações sem nenhuma interferência entre os equipamentos foram obtidas, resultando em 47,28% de soluções viáveis.

Os requisitos para as coordenadas x e y do centro de gravidade bem como para os ângulos entre os eixos principais de inércia e os eixos de referência foram considerados como restrições durante a otimização. Entretanto, essas restrições eram tão fortes que limitavam demais a busca fazendo com que nenhuma solução viável fosse encontrada. Dessa forma, foi realizada uma otimização sem a imposição desses requisitos, e os mesmos foram aplicados sobre os resultados da otimização como filtro.

Os resultados da otimização mostraram que várias soluções de compromisso obtidas, para as funções objetivo consideradas, foram melhores do que uma distribuição preliminar dos equipamentos eletrônicos no interior da plataforma, concebida manualmente pelos especialistas em 2003, aqui

chamada de *baseline*. Entretanto, a viabilidade funcional depende de outros fatores que não estão sendo considerados no presente trabalho, como por exemplo, os sensores de estrelas devem estar posicionados de forma a não ter sua visada para o espaço obstruída, os atuadores híbridos magnéticos (magnetotorquer) e rodas de reação devem ser posicionados de forma que cada equipamento fique alinhado com um eixo coordenado. Além disso, devem ser considerados requisitos de integração de sistemas. Esses fatores podem ser incorporados à metodologia através da inserção de novas regras para o posicionamento desses equipamentos.

Aplicando os requisitos para a distância do centro de gravidade em relação ao eixo longitudinal e aos ângulos entre os eixos principais de inércia e os eixos de referência, o número de soluções de compromisso viáveis caiu drasticamente de 47,28% para 5,12%. Entretanto ainda existem soluções que dominam o *baseline*.

Foi realizada ainda uma otimização considerando que as baterias deveriam ficar no mesmo painel. Isso foi feito visando posicionar equipamentos similares próximos uns aos outros evitando a inserção de cablagem extra, e todos os problemas que isso poderia causar, para conectar esses equipamentos localizados em painéis diferentes. Os resultados obtidos foram melhores do que os obtidos com os equipamentos totalmente livres, gerando mais configurações viáveis, cobrindo melhor a Fronteira de Pareto e apresentando maior alinhamento entre os eixos principais de inércia e os eixos coordenados sem perda significativa nos demais objetivos. Neste caso, o processo de otimização encontrou uma solução completamente não-intuitiva, posicionando os equipamentos com as maiores massas (o OBC e a PCDU) no mesmo painel. Essa é uma vantagem em utilizar uma abordagem de otimização na exploração do espaço de projeto.

Analisando todos os resultados obtidos, é possível concluir que a metodologia proposta é bastante promissora para a fase de projeto conceitual e o estudo de caso realizado é válido como um teste de viabilidade conceitual. Entretanto, ainda são necessárias muitas melhorias para torná-la mais robusta,



tanto com relação à otimização, quanto com relação à fidelidade, ou seja, nível de representatividade das ferramentas de cálculo utilizadas. Outro ponto observado é a necessidade da inserção de regras para o posicionamento de alguns equipamentos críticos como é o caso das rodas de reação e dos magnetotorques, que deveriam ser posicionados perpendicularmente entre si.

Futuramente, novas disciplinas podem ser incorporadas, como, por exemplo, análise estrutural.

Essa é uma linha de pesquisa relativamente nova e ainda há muito a ser feito, então seguem algumas sugestões para trabalhos futuros em ordem de prioridade:

- Inserir regras para o posicionamento das rodas de reação, magnetotorques, e sensores de estrelas.
- Avaliar a necessidade e o efeito do posicionamento de equipamentos similares próximos uns aos outros.
- Realizar novos estudos de caso, utilizando satélites com outras formas.
- Rodar a otimização avaliando mais configurações visando melhorar a cobertura da fronteira de Pareto.
- Avaliar o desempenho de outros algoritmos de otimização, como o Simulated Annealing, Busca Tabu, Otimização Extrema Generalizada, Otimização por Enxame de Partículas, Estratégias Evolutivas, entre outros. Lembrando sempre de utilizar as versões desses métodos que sejam multiobjetivo e que trabalhem com variáveis discretas.
- Avaliar novas formas de abordar os requisitos. Será que tratá-los como restrições a posteriori seria a melhor maneira?
- Investigar estratégias para tomada de decisão, já que à medida que o número de objetivos aumenta, a visualização fica prejudicada.
- Inserir restrições de visada externa para sensores e antenas.
- Considerar penalidade para massa de cablagem.
- Considerar penalidade para dificuldade de acesso/montagem.
- Considerar a não-homogeneidade dos equipamentos (massas e propriedades de inércia).

- Considerar as incertezas de massa dos equipamentos, já que nas fases preliminares de projeto, alguns deles são desconhecidos ou ainda não foram projetados.
- Generalizar a função objetivo referente à uniformidade de dissipação térmica de forma a considerar todos os painéis do satélite simultaneamente.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ARORA, J.S. **Introduction to optimum design**. New York: MacGraw-Hill, 1989. Series in Mechanical Engineering.

BÄCK, T.; HAMMEL, U.; SCHWEFEL, H-P. Evolutionary computation: comments on the history and current state. **IEEE Transactions on Evolutionary Computation**, v. 1, p. 3 -17, 1997.

BAIER, H.; PÜHLHOFER, T. Approaches for further rationalisation in mechanical architecture and structural design of satellites. In: INTERNATIONAL ASTRONAUTICAL CONGRESS, 54., 2003, Bremen, Alemanha. **Proceedings...** Bremen: IAF, 2003.

BEYER, H. G.; SCHWEFEL, H. P., Evolution strategies – a comprehensive introduction. **Natural Computing**, v. 1, n. 1, p. 3-52 , 2002.

BOISSONNAT, J.D.; DELANGE, E.; TEILLAUD, M. Slicing minkowski sums for satellite antenna layout. **Computer Aided Design**, v. 30, n. 4, p. 255-265, 1998.

BRAUN, R.D.; MOOREY, A.A.; KROOZ, I.M. Use of the collaborative optimization architecture for launch vehicle design, **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 34, n. 4, p. 478-486, 1997.

CAGAN, J; DEGENTESH, D.; YIN, S. A simulated annealing based algorithm using hierarchical models for general three-dimensional component layout. **Computer Aided Design**, v. 30, p. 781–790, 1998.

CAGAN, J.; SHIMADA, K.; Yin, S. A survey of computational approaches to three-dimensional layout problems. **Computer-Aided Design**, v. 34, p. 597-611, 2002.

CENIC ENGENHARIA. **Interface control document – ICD primary control**. São José dos Campos: 2003. 30 p. (INPE A822101-ICD-0030).

COELLO , C. A.C. Evolutionary multi-objective optimization: a historical view of the field. **IEEE Computational Intelligence Magazine**, v. 1, n. 1, p. 28-36, 2006.

COELLO, C.A.C. Evolutionary Multiobjective Optimization (EMOO) Web page. Disponível em: [www.lania.mx/~ccoello/EMOO/](http://www.lania.mx/~ccoello/EMOO/), 2011. Acesso em: 20/06/11

COELLO, C.A.C. A comprehensive survey of evolutionary-based multiobjective optimization techniques. **Knowledge and Information Systems. An International Journal**, v. 1, n. 3, p. 269–308, 1999.

COELLO, C.A.C.; VAN VELDHUIZEN, D.A.; LAMONT, G.B. **Evolutionary algorithms for solving multi-objective problems**. New York: Kluwer Academic Publishers, 2002.

DEB, K. **Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms**. Chichester: John Wiley & Sons, 2001.

DEB, K.; AGRAWAL, S.; PRATAB, A.; MEYARIVAN, T. A fast elitist non-dominated sorting genetic algorithm for multi-objective optimization: NSGA-II, **IEEE Transactions on Evolutionary Computation**, v. 6, n. 2, p.182-197, 2002.

SOUSA, F. L. **Otimização extrema generalizada: um novo algoritmo estocástico para o projeto ótimo**. 2002. 142 p. (INPE-9564-TDI/836). Tese (Doutorado em Computação Aplicada) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2002. Disponível em: <<http://urlib.net/sid.inpe.br/marciana/2003/03.18.15.39>>. Acesso em: 15 ago. 2011.

DE SOUSA, F. L.; MURAOKA, I.; GALSKI, R. L. On the optimal positioning of electronic equipment in space platforms. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 19., 2007, Brasília. **Proceedings...** Brasília: ABCM, 2007, 2007.

DORIGO, M.; MANIEZZO, V; COLORNI, A. The ant system: optimization by a colony of cooperating agents. **IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics - Part B**, v. 26, n. 1, p. 29-241, 1996.

EIBEN, A. E.; SCHOENAUER, M. Evolutionary computing. **Information Processing Letters**, v. 82, p.1-6, 2002.

ELDRED, M. S. **Optimization strategies for complex engineering applications.**, Albuquerque, NM and Livermore, CA, USA: Sandia National Laboratories, 1998. (SAND98-0340-UC-705). Technical Report.

ESTECO, ESTECO Web page. Disponível em: <<http://www.esteco.com>>. Acesso em: 03/07/11.

FOGEL, D.B. **Evolutionary computation: toward a new philosophy of machine intelligence**. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995.

FOGEL, L.J.; OWENS, A.J.; WALSH, M.J. **Artificial intelligence through simulated evolution**. New York: John Wiley, 1966.

GLOVER, F. W.; KOCHENBERG, G. A. (Eds). **Handbook of metaheuristics**. Boston: Kluwer Academic Publishers, 2003. 570p. v. 57. International Series in Operations Research & Management Science.

GOLDBERG, D.E. **Genetic algorithms in search, optimization and machine learning**. New York: Addison-Wesley Publishing, 1989.

GREENWOOD, D., T. **Principles of dynamics**. New Jersey: Prentice-Hall, 1965.

GRIGNON, P.M.; FADEL, G.M. A GA based configuration design optimization method. **ASME Journal of Mechanical Design**. v. 126, 6-15 p., 2004.

HOLLAND, J.H. **Adaptation in natural and artificial systems**. Ann Arbor, MI: University of Michigan Press, 1975.

KAMRAN, D.; MAZIAR, A.; HOSSEIN, S.F. "FARAGAM" algorithm in satellite layout. In: ASIA-PACIFIC CONFERENCE ON MULTILATERAL COOPERATION IN SPACE TECHNOLOGY AND APPLICATIONS, 2001, Pequim. **Proceedings...Pequim, 2001**. n. 6, p.120–127.

KIRKPATRICK, S.; GELATT Jr., C. D.; VECCHI, M. P. Optimization by simulated annealing. **Science**, v. 220, n. 4598, p. 671-680, 1983.

KOZA, J. R. **Genetic programming: on the programming of computers by means of natural evolution**, Cambridge, MA: MIT Press, 1992.

LIN, C.-Y.; HAJELA, P. Genetic algorithms in optimization problems with discrete and integer design variables. **Engineering Optimization**, v. 19, p. 309-327, 1992.

MESSAC, A.; SUNDARARAJ, G.J.; TAPPETA, R.V.; RENAUD, J.E. Ability of objective functions to generate points on nonconvex Pareto frontiers. **AIAA Journal**, v. 38, n. 6, p. 1084 - 1091, 2000.

MIETTINEN, K. Some methods for nonlinear multi-objective optimization in "Evolutionary Multi-Criterion Optimization". In: INTERNATIONAL CONFERENCE, EMO 2001, 1., 2001, Zurich, Switzerland. **Proceedings...** Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2001. P. 1-20. Ed. by Zitzler E.; Deb K.; Thiele L.; Coello Coello C. A.; Corne D.

MOSHER, T. Conceptual spacecraft design using a genetic algorithm trade selection process, **Journal of Aircraft**, v. 36, n. 1, 200-208, 1999.

PARREIRAS, R. O. **Algoritmos evolucionários e técnicas de tomada de decisão em análise multicritério** Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica) – UFMG, Belo Horizonte, 2006.

RUDOLPH, G. **Evolutionary search under partially ordered sets**. Dortmund: Department of Computer Science/LS11, University of Dortmund, Germany, 1999. Technical Report n. CI-67/99.,

SCHWEFEL, H.-P.; RUDOLPH, G. Contemporary evolution strategies. In: Morana, F.; Moreno, A.; Chacon, P. (eds.). **Advances in artificial life**. Berlim: Springer-Verlag, p,1995. p.893-907.Proc. of the 3rd ECAL.

SOUZA, P. N. **Missões e segmentos**. São José dos Campos: INPE,mar, 2008. Unidade 1/Parte 1.2/Versão 3.0. 1 CD-ROM.

SRINIVAS, N.; DEB, K. Multi-objective function optimization using non-dominated sorting genetic algorithms, **Evolutionary Computation**, v. 2, n. 3, p. 221–248 , 1995.

SUN, Z. G.; TENG, H. F. Optimal layout design of a satellite module, **Engineering Optimization**. v. 35, p. 513–529, 2003.

TANNER, S.; FENNEL, R. The placement of equipment in the space station freedom using constraint based reasoning, In: AAAI CONFERENCE ON INNOVATIVE APPLICATIONS OF AI, 1991, CA. **Proceedings of the AAAI Conference on Innovative Applications of AI**. CA: AAAI, 1991, v. 1, p. 51-71.

TAURA, T.;NAGASAKA, I. Adaptive-growth-type 3D representation for configuration design. **Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing (AI EDAM)**, v. 13, n. 3, p. 171-184, 1999.

TAYLOR, E. R. Evaluation of multidisciplinary design optimization techniques as applied to spacecraft design.In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 2000. Montana. **Proceedings...** Montana: IEEE, 2000. v. 1, p. 371-384 .

TENG, H. F.; SUN, S. L.; LIU, D. Q.; LI, Y. Z. Layout optimization for the objects located within a rotating vessel - a three-dimensional packing problem with behavioral constraints. **Computer & Operations Research**. v. 28, p. 521–535, 2001.

TENG, H-F.; CHEN, Y.; ZENG, W.; SHI, Y-J; HU, Q-H. A Dual-system Variable-grain cooperative coevolutionary algorithm: satellite-module layout design. **IEEE Transactions on Evolutionary Computation**. v. 14, n. 3, 2010.

VANDERPLAATS, G.N. **Numerical optimization techniques for engineering design**. 2. Ed. Colorado Springs: Vanderplaats Research & Development, , 1998.

WANG, Y-S.; TENG, H-F.; SHI, Y-J. Cooperative co-evolutionary scatter search for satellite module layout design. **International Journal for Computer- Aided Engineering and Software**, v. 26, n. 7, p. 761-785, 2009.

XIAO, R-B.; XU, Y-C.; AMOS, M. Two hybrid compaction algorithms for the layout optimization problem. **BioSystems**. v. 90, p. 560-567, 2007.

ZHANG, B.; TENG, H-F.; SHI, Y-J. Layout optimization of satellite module using soft computing techniques. **Applied Soft Computing**, v. 8, p. 507-521, 2008.

ZITZLER, E.; DEB, K.; THIELE, L. Comparison of multiobjective evolutionary algorithms: Empirical results. **Evolutionary Computation**, v. 8, n. 2, p. 173-195, 2000.

ZITZLER, E.; LAUMANN, M.; BLEULER, S. A tutorial on evolutionary multiobjective optimization. **Metaheuristics for Multiobjective Optimization**, v. 535, p. 3-37, 2004.