

UMA METODOLOGIA PARA A GERAÇÃO DE LAYOUT NO PROJETO CONCEITUAL DE SATÉLITES ARTIFICIAIS USANDO TÉCNICAS EVOLUTIVAS DE OTIMIZAÇÃO MULTI OBJETIVO

Ana Paula Curty Cuco¹, Fabiano Luis de Sousa², Antônio José da Silva Neto³

^{1,2}Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE/DMC)
São José dos Campos - SP, Brasil

¹apcuco@gmail.com, ²fabiano@dem.inpe.br

³Instituto Politécnico da Universidade do Estado do Rio de Janeiro (IPRJ/UERJ)
Nova Friburgo - RJ, Brasil
ajsneto@iprj.uerj.br

Resumo: Neste trabalho uma nova metodologia para automatizar a geração de layouts no projeto conceitual de satélites artificiais é apresentada. O problema foi tratado como um problema de otimização de layout tridimensional considerando dois objetivos, que representam requisitos térmicos e inerciais. Um algoritmo de otimização evolutivo multiobjetivo (NSGA-II), juntamente com o software de otimização modeFrontier foram utilizados como ferramentas para implementar a metodologia. O posicionamento de três equipamentos em dois painéis perpendiculares de um satélite hipotético foi usado como uma ilustração da potencial aplicabilidade da metodologia. Os resultados obtidos foram muito promissores e indicam que a metodologia desenvolvida pode ser aplicada com sucesso para problemas reais.

Palavras-chave : Otimização multiobjetivo, otimização tridimensional de layout

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. Usualmente, 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 aumenta o número de equipamentos a serem posicionados.

Esse tipo de problema, posicionar componentes em um espaço disponível tal que um conjunto de objetivos seja otimizado enquanto satisfaça restrições espaciais e/ou de desempenho, é conhecido como *Problema de Otimização de Layout*.

Existem diferentes situações práticas que geram a necessidade de se construir layouts eficientes, como, por exemplo, o layout de componentes em placas de circuitos eletrônicos, de máquinas numa indústria, salas de um escritório, hospitais, instituições governamentais, aeroportos, etc. (Furtado e Lorena, 1997). Esse fato vem despertando o

interesse de muitos pesquisadores que nas últimas décadas tem desenvolvido diferentes formulações para o problema, como por exemplo, aproximações usando programação quadrática, inteligência artificial, métodos heurísticos ou metaheurísticos.

Nesse trabalho é proposta uma metodologia, utilizando técnicas de otimização multiobjetivo, para geração automática do layout dos equipamentos de um satélite na fase de projeto conceitual do mesmo, considerando requisitos inerciais, térmicos e restrições geométricas.

2. Otimização de Layout de Satélites Artificiais

O projeto e desenvolvimento de um satélite artificial é um processo complexo, resultante do fato de que o mesmo é composto por uma série de subsistemas que, por sua vez, são compostos por vários equipamentos.

As atividades de projeto e desenvolvimento de um satélite artificial podem ser agrupadas em cinco grandes fases, como apresentado na Figura 1.

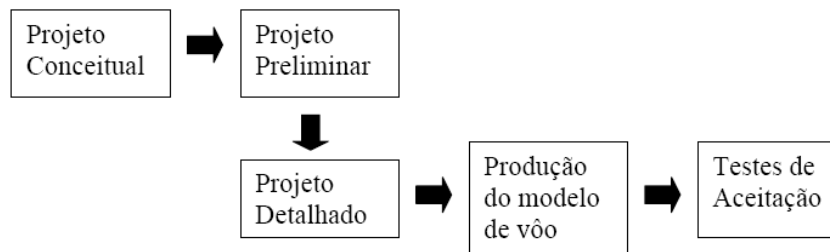


Figura 1: Fases de desenvolvimento de um satélite artificial.

Os subsistemas devem ser integrados de forma a constituírem um sistema único e otimizado do ponto de vista de massa e custo, atenda os requisitos operacionais, e seja capaz de resistir ao lançamento e ao ambiente espacial. A Figura 2 e a Tabela 1 apresentam os subsistemas de um satélite e suas respectivas funções.

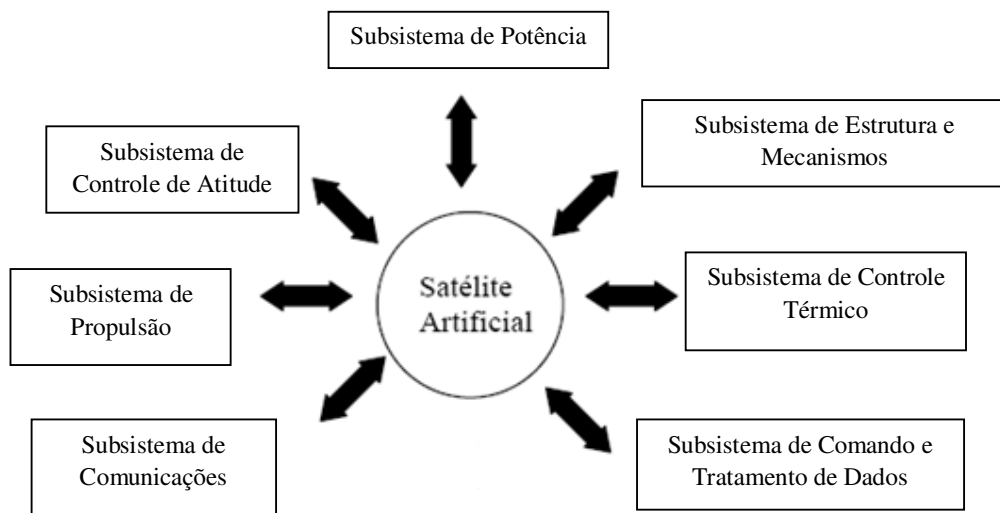


Figura 2: Componentes de um satélite artificial.

Tabela 1: Subsistemas de um satélite e suas principais funções.

| Subsistema | Função |
|-------------------------------|---|
| Potência | Gera, armazena, regula e distribui potência elétrica. |
| Estruturas e Mecanismos | Provê o suporte estrutural, o adaptador para o foguete lançador e os mecanismos para as partes móveis do satélite (se existirem). |
| Térmica | 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. |

O projeto de um satélite é necessariamente uma atividade multidisciplinar e essa característica se torna mais evidente durante a fase de projeto conceitual, 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 3.

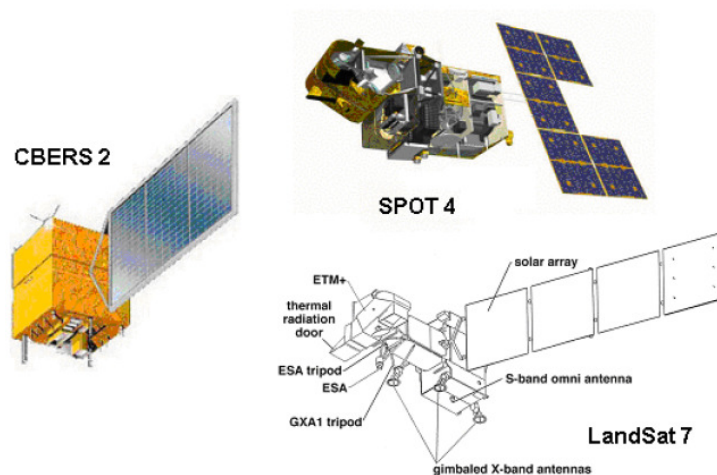


Figura 3: Exemplos de diferentes tipos de arquitetura para a mesma missão de observação da Terra.

Um exemplo interessante da complexidade 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

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

- a necessidade de agrupá-los por subsistema;
- a posição desejada para o Centro de Gravidade do satélite;
- requisitos de alinhamento;
- a disposição da cablagem e conectores;
- dissipação térmica dos mesmos 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, como os satélites da família CBERS (China-Brazil Earth Resoucers Satellite).

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 4, 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.

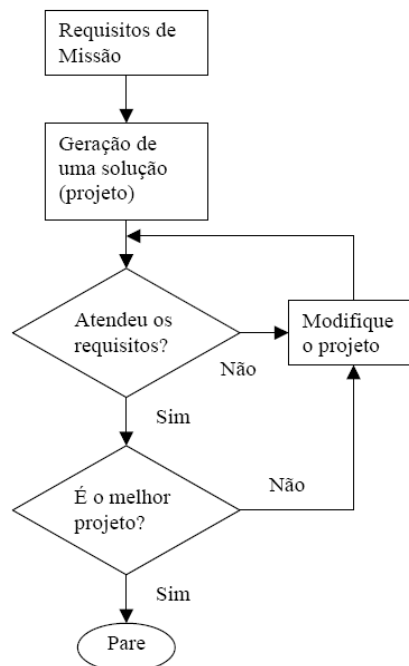


Figura 4: Processo iterativo de projeto conceitual.

Por outro lado, 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.

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

3. Otimização de Layout

O problema de otimização de layout consiste em dispor equipamentos ou componentes em um espaço disponível, como mostra a Figura 5, tal que um conjunto de objetivos seja otimizado enquanto satisfaz restrições espaciais e/ou de desempenho (CAGAN et al., 2002).

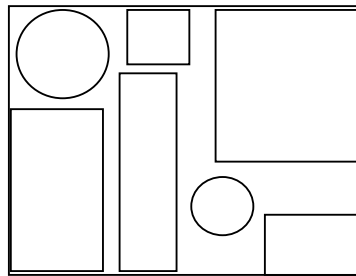


Figura 5: Representação esquemática de um problema de otimização de layout 2D.

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.

Várias formulações para o problema de otimização de layout vem sendo desenvolvidas (Cagan et al. (2002), Kamran et al. (2001), Teng et al. (2001), Zhang et al. (2008), Taylor (2000)). Porém, ainda há muito a ser feito. A maioria dos trabalhos, nessa área, considera a disposição dos equipamentos levando em conta propriedades geométricas e inerciais. Entretanto, esse é um problema inerentemente multidisciplinar.

A metodologia proposta nesse trabalho visa incorporar além das propriedades geométricas e inerciais do satélite, também as propriedades térmicas dos equipamentos como apresentado na seção 4.

4. Otimização do Layout Considerando Requisitos Térmicos e de Massa

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

A metodologia desenvolvida para a representação geométrica e otimização é bastante simples e segue os passos descritos a seguir.

Passo 1: Representação Geométrica

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, ortoedros e hexaedros.

Para definir cada um dos equipamentos é necessário estimar um ponto qualquer contido no volume delimitado pelo módulo. A partir de tal ponto, os limites mínimo e máximo do equipamento são definidos como pode ser visto nas Equações (1 a 6) e na Figura 6 .

$$x_{ii} = x_{0i} - \frac{l_i}{2} \quad (1)$$

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

$$y_{ii} = y_{0i} - \frac{b_i}{2} \quad (3)$$

$$y_{fi} = y_{0i} + \frac{b_i}{2} \quad (4)$$

$$z_{ii} = z_{0i} - \frac{h_i}{2} \quad (5)$$

$$z_{fi} = z_{0i} + \frac{h_i}{2} \quad (6)$$

onde x_{0i} , y_{0i} , z_{0i} são as coordenadas de um ponto qualquer estimado aleatoriamente respeitando o espaço de projeto, (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.

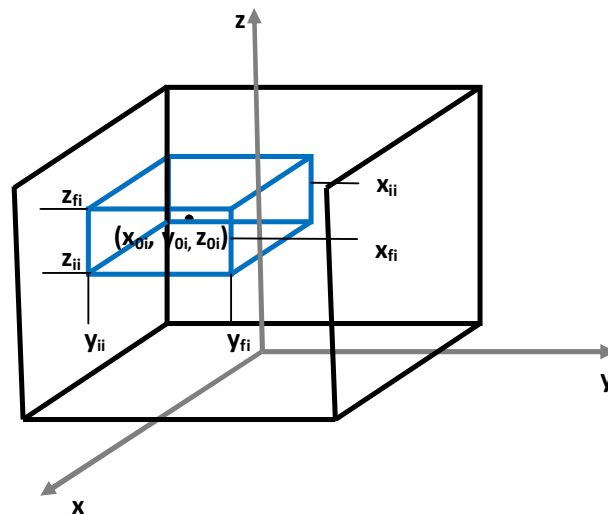


Figura 6: Representação esquemática de um compartimento de um satélite com um equipamento.

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

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 é verificada e em seguida o volume é calculado. Essa verificação é feita equipamento a equipamento, como segue:

$$Inter_{total} = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N Inter_{xij} * Inter_{yij} * Inter_{zij} \quad \forall i \neq j \quad (7)$$

onde $Inter_{xij}$, $Inter_{yij}$ e $Inter_{zij}$ representam respectivamente as intersecções no eixo x, y e z entre os equipamentos i e j e N representa o número de equipamentos.

A Figura 7 ilustra como as intersecções no eixo y são calculadas. O mesmo procedimento é realizado para o cálculo das intersecções nos eixos x e z.

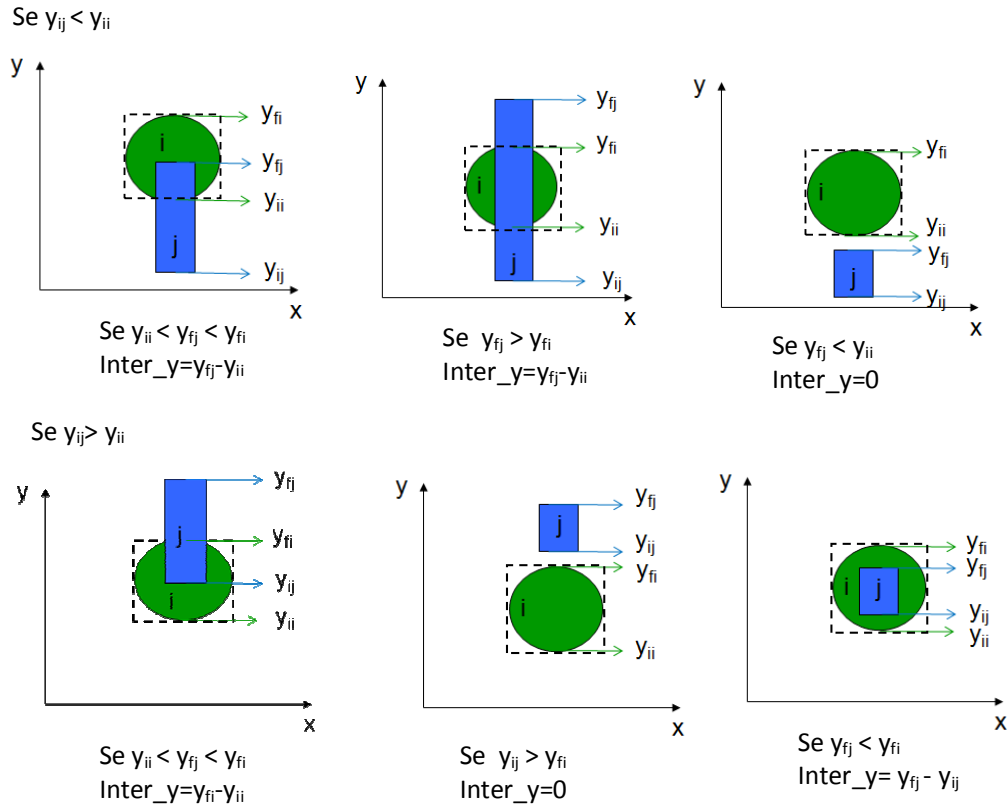


Figura 7: Verificação das intersecções entre os equipamentos.

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 8.

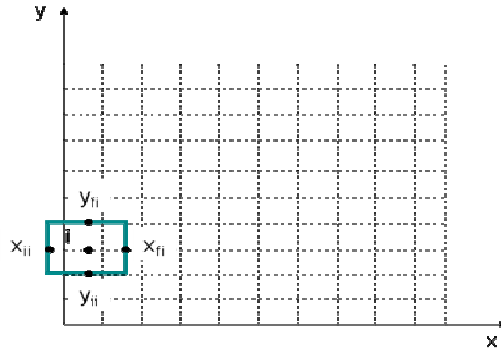


Figura 8: Representação bidimensional de um equipamento fora do limite do painel.

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 massa

Uma vez posicionados os equipamentos, pode-se facilmente calcular o centro de massa do sistema.

$$CG_{x_sistema} = \frac{\sum_{i=1}^N x_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad (8)$$

$$CG_{y_sistema} = \frac{\sum_{i=1}^N y_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad (9)$$

$$CG_{z_sistema} = \frac{\sum_{i=1}^N z_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad (10)$$

onde x_i , y_i e z_i são as coordenadas do centro de gravidade do equipamento i , m_i é a sua massa e N é o número total de equipamentos.

Passo 6: Definição da primeira função objetivo

O problema aqui abordado é tratado como um problema de otimização multiobjetivo. Logo, precisa-se definir as funções que serão otimizadas.

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.

Nesse trabalho incorporou-se as restrições, ou seja, a interferência total entre os equipamentos de um dado leiaute 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:

Minimizar:

$$F_1 = \left\| \overrightarrow{CG}_{sistema} - \overrightarrow{CG}_{desejado} \right\| + (10^3 * Inter_{total}) + (10^3 * Vol_{Excedente}) \quad (11)$$
$$= \sqrt{(CG_{x_sistema} - CG_{x_desejado})^2 + (CG_{y_sistema} - CG_{y_desejado})^2 + (CG_{z_sistema} - CG_{z_desejado})^2} + (10^3 * Inter_{total}) + (10^3 * Vol_{Excedente})$$

Passo 7: Cálculo da dissipação de referência

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:

$$D_{ref} = \frac{\sum_{j=1}^N P_j}{\sum_{i=1}^{Np} A_{painel}[i]} \quad (12)$$

onde P_j é a potência dissipada pelo equipamento j . A_{painel} representa a área de cada painel.

Passo 8: Cálculo da dissipação em cada célula

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

$$N_c = N^2 \quad (13)$$

Em seguida, calcula-se a dissipação sobre cada célula considerando-se que a dissipação de cada equipamento é uniforme sobre sua área de base e que ela está totalmente em contato com o painel do satélite

$$D_i = \frac{A_{intersecção}[i][j]}{A_{célula}[i]} * \frac{P[j]}{A_{equipamento}[j]} \quad (14)$$

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

Passo 9: 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

$$F_2 = \sqrt{\sum_{i=1}^N (D_i - D_{ref})^2} + (10^3 * Inter_{total}) + (10^3 * Vol_{Excedente}) \quad (15)$$

O problema de otimização multiobjetivo abordado neste trabalho pode ser definido como:

Minimizar:

$$F(X) = \{F_1, F_2\} \quad (16)$$

Uma vez definido o problema a ser resolvido precisa-se selecionar a técnica de otimização a ser utilizada, como será visto na seção seguinte.

4. Aplicação: 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 m² cada e equipamentos cujos dados são apresentados na Tabela 2.

Tabela 2: Dados dos equipamentos.

| 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 3 mostra os limites inferiores e superiores para cada variável.

Tabela 3: Domínio das variáveis de projeto.

| Equipamento | Resolução | 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 | | | 2 | | |

O requisito para centro de massa do sistema (painéis + equipamentos) foi estipulado em (0, 0, 0.5).

A metodologia para a representação numérica dos equipamentos foi implementada 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 utilizada na construção do fluxograma de otimização que foi desenvolvido utilizando o software modeFRONTIER®, como mostrado na Figura 9.

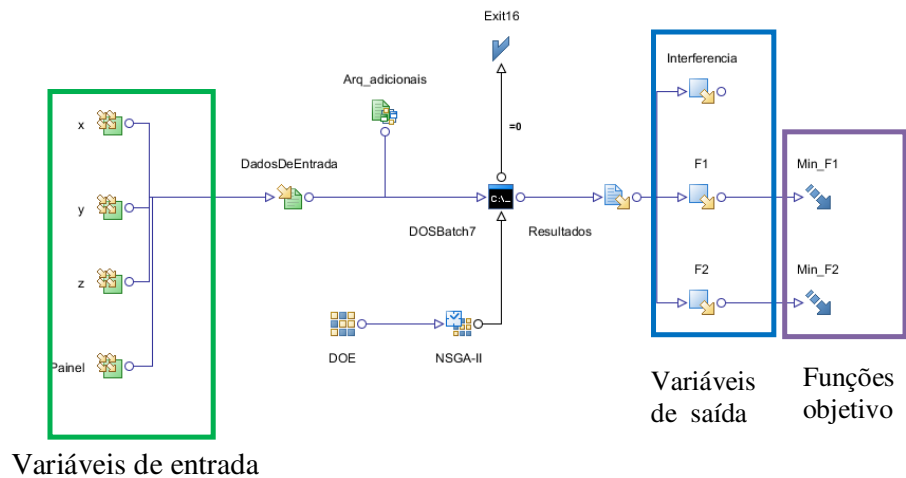


Figura 9: Fluxograma de otimização.

Após a avaliação de 20.000 leiautes um grande número de soluções de compromisso foram encontradas. Todos os leiautes 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. As soluções localizadas nos extremos da Fronteira bem como uma das soluções de compromisso foram construídas usando o software Ansys Workbench 12 a fim de facilitar a visualização dos leiautes obtidos, como pode ser visto na Figura 10.

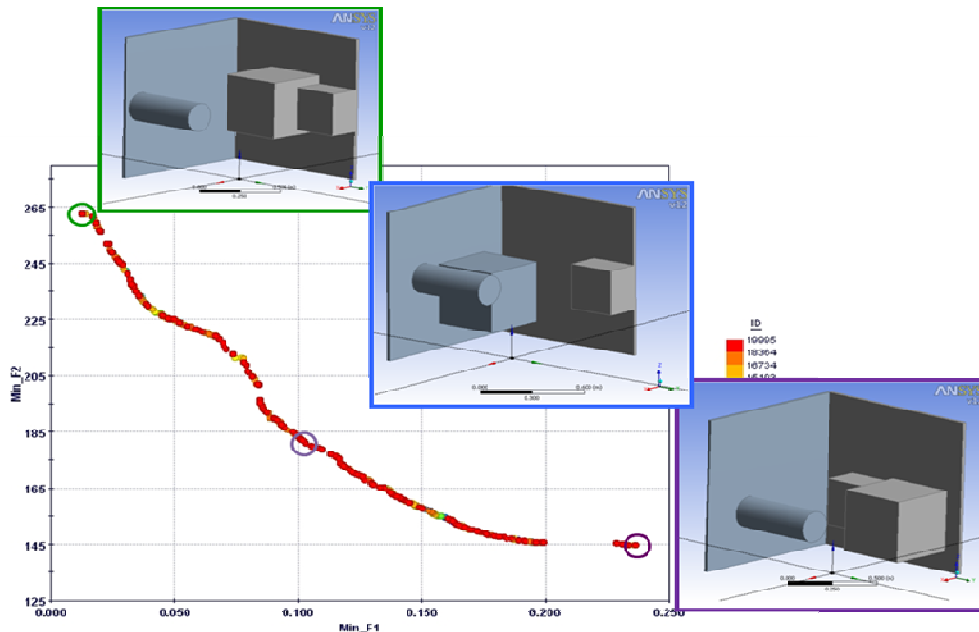


Figura 10: Fronteira de Pareto.

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 fluxo 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 10 representa uma solução de compromisso 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.

6. Conclusão

Esse trabalho apresenta resultados da etapa inicial de uma dissertação que está em andamento. Seu objetivo foi verificar a aplicabilidade e viabilidade da metodologia que está sendo desenvolvida para automatizar a geração de projetos conceituais viáveis e otimizados do layout de satélites artificiais.

Considerando-se duas funções objetivo (térmica e balanço de massa) em uma análise simplificada com dois painéis perpendiculares e três equipamentos a serem posicionados, pôde-se verificar que a metodologia mostrou-se viável, fornecendo a fronteira de Pareto com um custo computacional reduzido o que permite analisar milhares de layouts aumentando assim a probabilidade de obter projetos conceituais otimizados e não intuitivos.

Com base nos resultados obtidos, pode-se avançar para uma aplicação real, no caso, a otimização do layout tridimensional da Plataforma Multimissão (PMM) que apresenta seis painéis e aproximadamente 25 equipamentos a serem posicionados. Essa

é a aplicação da dissertação em andamento. Para a PMM, será considerada mais uma função objetivo relativa ao alinhamento dos eixos principais de inércia.

5. Referências bibliográficas

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.

Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S. e Meyarivan, T., “A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II.”, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, V. 6, N. 2, Abril 2002, pp. 182-197.

De Sousa, F. L.; Muraoka, I.; Galski, R. L., “On the Optimal Positioning of Electronic Equipment in Space Platforms.”, *International Congress of Mechanical Engineering*, n. 19, 2007, Brasília, Brasil. *Proceedings...*, Brasília: ABCM, 2007.

Furtado, J. C.; Lorena, L. A. N. “Otimização em Problemas de leiaute.”, Gramado, 1997. Convidado para a II Oficina de Cortes e Empacotamento. Gramado-RS - set. 1997.

Goldberg, D.E. “Genetic algorithms in search, optimization and machine learning.”, Addison-Wesley Publishing, New York, 1989.

Kamran, D.; Maziar, A.; Hossein, S.F. “Faragam algorithm in satellite Layout.”, In: *Asia-Pacific Conference on Multilateral Cooperation in Space Technology and Applications*, n. 6, 2001, Pequim, China. *Proceedings...*, Pequim, 2001. p. 120–127.

Messac, A., Sundararaj, G.J., Tappeta, R.V. e Renauld, J.E. “Ability of objective functions to generate points on nonconvex Pareto frontiers.”, *AIAA Journal*, v. 38, n. 6, p. 1084- 1091, 2000.

Taylor, E. R., “Evaluation of Multidisciplinary Design Optimization Techniques as Applied to Spacecraft Design.”, *Aerospace Conference Proceedings*, 2000 IEEE, Volume 1, Issue, 2000, pp.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.

Vanderplaats, G. N., “Numerical Optimization Techniques for Engineering Design.”, Vanderplaats Research & Development, Inc., Colorado Springs, United States, 1998.

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.

