



Otimização Multiobjetivo Aplicada No Dimensionamento De Painéis Solares De Um Satélite Considerando O Procedimento De Abertura

Renan Sodré Mota ¹, Evandro Marconi Rocco²

¹Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil
Aluno de Doutorado do curso de Mecânica Espacial e Controle - CMC.

² Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, Divisão de Mecânica Espacial e Controle, São José dos Campos, SP, Brasil

renan.mota@inpe.br

Resumo. No projeto de um sistema de alta complexidade, modifica es acarretam custos adicionais que são exponencialmente maiores se forem feitas em etapas mais avançadas do seu ciclo de vida. Com essa mentalidade, otimizar os componentes e subsistemas a serem implementados   uma a o de diminui o de custos e riscos para uma missão espacial. Essa atividade pode ser realizada em um ambiente virtual, um modelo computacional, baseado em um conjunto de modelos matemáticos precisos, que cria um cenário análogo ao de uma missão real, permitindo a análise de diversos parâmetros e eventos. Neste estudo   aplicado o Critério da Menor Perda para auxiliar no processo de design de satélites artificiais. O estudo foca na implementa o de otimiza o no dimensionamento de painéis solares e como essa escolha pode influenciar o sistema de controle de atitude do satélite durante sua abertura, manobra crucial para qualquer missão espacial de alta complexidade.

Palavras-chave: Controle de atitude; Painel solar, Otimiza o Multiobjetivo.

1. Introdu o

Um dos componentes mais importantes de um satélite artificial   o painel solar. O momento de abertura e apontamento do painel   crucial em qualquer missão. No entanto esse movimento gera perturba es que afetam a atitude do satélite e devem ser compensadas pelo sistema de controle. Os painéis devem passar pelo processo de abertura, pois são acomodados juntos ao corpo do satélite para, com o volume reduzido, facilitar a etapa de lançamento [FUFA et al, 2010].

Esse movimento deve ser realizado a tempo suficiente para que os painéis sejam apontados para o sol e o suprimento de energia seja mantido. Levando em considera o a importância do fornecimento de energia que o painel gera e as complica es envolvidas com o movimento de abertura, garantir que essa tarefa seja cumprida com rapidez e menor impacto no apontamento do satélite possível   uma forma de diminuir o risco da missão logo no seu início.



Um projeto bem-conceituado reduz, drasticamente, os custos de uma missão. Em média, 70% do custo de um projeto é definido logo em suas fases iniciais, em contrapartida, o custo de extração de defeitos aumenta, vertiginosamente, com o decorrer das fases do projeto. [INCOSE, 2015]

O uso de simuladores nesses projetos pode, por sua vez, tornar o dimensionamento de parâmetros mais fácil e gerar resultados que os deixem menos propensos a modificações posteriores. É possível, também, com esses ambientes simulados experimentar diferentes cenários e buscar a solução ótima para um determinado requisito do sistema.

Existe uma demanda crescente no mundo para a redução dos custos e o aumento da eficiência de sistemas espaciais. Um bom trabalho de engenharia espacial busca maximizar a performance e minimizar o custo e o risco. Em outras palavras, há grandes esforços para a produção de designs otimizados de sistemas espaciais. [WERTZ, 2001]

A otimização de sistemas espaciais, no entanto, é uma tarefa complexa. Isso ocorre pois, muitos dos objetivos a serem otimizados são conflitantes. Existe, na literatura, diversas técnicas para se otimizar problemas multiobjetivos, no entanto, elas em geral se baseiam na definição da Fronteira de Pareto.

Essa definição clássica de otimização, no entanto, é limitada, pois admite que algumas soluções são impossíveis de serem comparadas. A Fronteira de Pareto, apesar de apresentar as soluções não dominadas, muitas vezes, não é capaz de definir uma solução única. Na prática, um especialista, ou tomador de decisão, deve escolher a solução de compromisso para o projeto, o que gera um fator de subjetividade. [KOLO, 2010] [ROCCO, 2002]

Com o objetivo de encontrar uma maneira de gerar uma solução ótima única para um problema multiobjetivo com um método padronizado capaz de ser replicado, sem a necessidade de uma entrada subjetiva, Rocco (2002, 2003, 2005A e 2005B) desenvolveu o Critério da Menor Perda. Esta é uma metodologia de tomada de decisão, para resolver problemas de otimização multiobjetivo, na qual o equilíbrio entre objetivos é o foco.

Tendo em mente a importância do painel solar para a vida útil de um satélite, e como um dimensionamento ótimo pode reduzir os custos de um projeto espacial, este estudo tem como intuito aplicar o Critério da Menor Perda para determinar a configuração ótima de um painel solar. Tendo como objetivos maximizar a captação de energia e diminuir o impacto que o movimento de abertura exerce sob o controle de atitude do satélite. Um ambiente virtual é utilizado para obter os dados usados na avaliação de cada solução candidata.

2. Metodologia

Primeiramente, foram feitas simulações em um ambiente virtual capaz emular o movimento de atitude do satélite com os painéis solares se abrindo. A generalidade do simulador permite que parâmetros do painel sejam modificados com facilidade permitindo uma variedade de testes. De posse dos dados levantados, foi aplicado o Critério da Menor Perda para se calcular a solução de compromisso ótima.

O modelo de abertura do painel criado por Mota (2018) e utilizado neste trabalho, foi implementado no *Satellite Attitude Simulator* (SAS) desenvolvido por Rocco. Descrições



deste simulador podem ser encontradas em Rocco et al. (2011 e 2015), em Costa Filho (2015) e em Nardin (2015). Esse ambiente virtual permite simular a dinâmica de atitude de satélites artificiais para uma dada missão. Nele já estão incorporados o subsistema de controle composto de um controlador PID, o subsistema de guiamento, os modelos de sensores e atuadores, além de subsistemas capazes de simular falhas e perturbações. Ele representa a configuração do sistema de controle da figura 1.

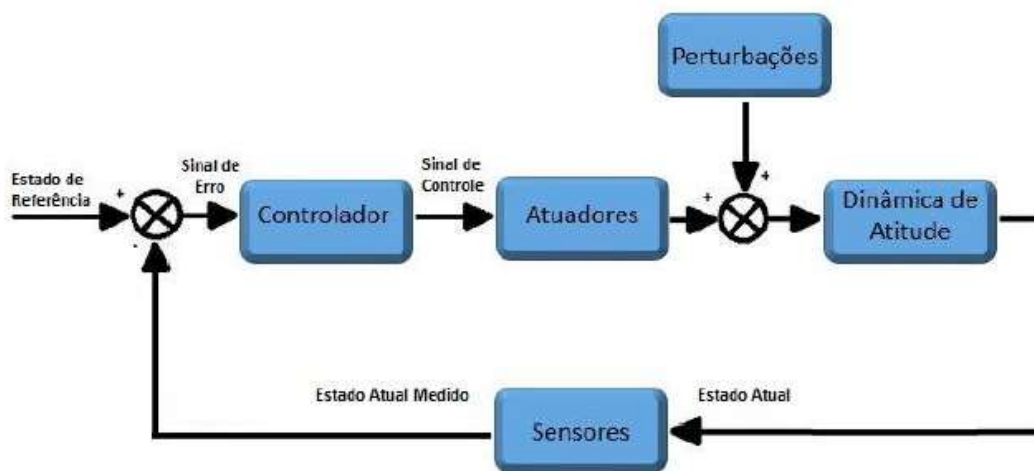


Figura 1. Diagrama do sistema simulado [NARDIN, 2015]

A dinâmica de atitude do simulador corresponde a aplicação das equações do movimento de Euler. O simulador gera resultados de posição, velocidade e aceleração angulares a cada passo da simulação de maneira discreta.

Quanto ao movimento de abertura do painel, incluindo variação do tensor de inércia do sistema e a perturbação gerada, as primeiras versões do seu modelo computacional foram desenvolvidas em Mota et al. (2016) e Mota (2018). Esse modelo considera os segmentos do painel um sistema de elos e juntas, formados por corpos rígidos e ativados por molas de torção.

Para a determinação da solução ótima, a análise dos resultados foi feita com o Critério da Menor Perda. A ideia principal dessa técnica é encontrar uma solução única para o problema ao invés de um grupo de soluções candidatas. Para isso, considera-se como solução ótima (ou subótima) aquela que produz a menor perda para cada objetivo quando considerado individualmente, já que em problemas de otimização multiobjetivo com objetivos conflitantes não é possível encontrar uma solução que otimize simultaneamente todos os objetivos.

A implementação do método começa com a normalização dos valores das funções objetivo pelos valores máximos encontrados na amostra dos valores das funções objetivo utilizada. Essa etapa é importante para que a solução não seja influenciada pela escala de um objetivo em particular. Depois, computa-se a solução ótima para cada objetivo individualmente. Cada solução encontrada é então considerada um vértice de uma figura no



espaço de objetivos. É, então, calculado o baricentro da figura. Essa etapa é formalizada na equação 1, adaptada de Santos (2015).

$$\mathbf{Z}(\mathbf{x}^*) = \frac{\sum_{i=1}^k \mathbf{z}^*_i}{k} \quad (1)$$

Na equação 1, $\mathbf{Z}(\mathbf{x}^*)$ é o baricentro formado pela figura no espaço de objetivos, \mathbf{x}^* é a solução do baricentro, k é o número de soluções candidatas não dominadas extremas na amostra e \mathbf{z}^* é o vetor de valores das funções objetivo normalizados correspondentes à essas candidatas.

Uma vez encontrado o baricentro, há duas maneira de encontrar a melhor solução de compromisso \mathbf{x}^b . A primeira alternativa é utilizar os valores de $\mathbf{Z}(\mathbf{x}^*)$ como vínculos para calcular um \mathbf{x}^* próximo de \mathbf{x}^b . Essa opção é possível quando a operação reversa (encontrar a solução \mathbf{x} tendo os valores do vetor objetivo $\mathbf{Z}(\mathbf{x})$) é um procedimento realizável.

A segunda opção é calcular a distância euclidiana entre cada solução candidata da amostra e o baricentro. Essa operação, formalizada em Santos (2015), é observável na equação 2.

$$\mathbf{Z}(\mathbf{x}^b) = \min |\mathbf{Z}(\mathbf{x}) - \mathbf{Z}(\mathbf{x}^*)| = \min \left\{ \sum_{i=1}^p [\mathbf{Z}_i(\mathbf{x}) - \mathbf{Z}_i(\mathbf{x}^*)]^2 \right\}^{1/2} \quad (2)$$

3. Resultados e Discussão

Para experimentar a aplicação do critério, foi adotado o seguinte cenário.

Um satélite cúbico com 210kg e dois metros de aresta possui um painel solar de dois segmentos em uma de suas faces, como mostra a figura 2. Busca-se otimizar as dimensões e o mecanismo de abertura do painel solar de maneira que seja possível captar o máximo de energia e minimizar os efeitos do movimento de abertura sobre a atitude do satélite.

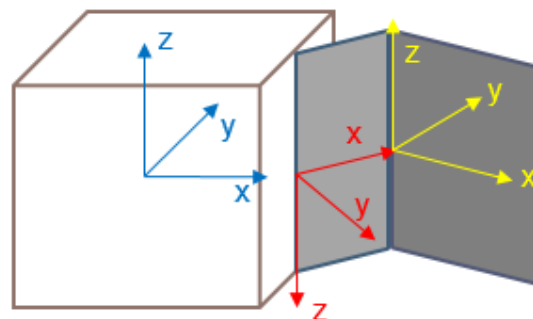


Figura 2. Ilustração do satélite simulado



Para as variáveis de decisão, o conjunto de parâmetros que formam uma solução, foram escolhidos o tamanho em metros quadrados, da superfície do painel e a constante elástica das molas de torção.

Foi assumida uma relação direta entre captação de energia e área total do painel. Por tanto, quanto maior o painel, mais energia deve ser gerada. Foi estabelecida, também, uma relação de massa por área do painel de $3,357753358 \text{ kg/m}^2$, baseada nos valores conhecido do painel do CBERS 04A. [INPE, 2019]

Para as molas de torção, como o painel possui dois segmentos, foi definida, como restrição, que a constante elástica k_1 da mola da junta que liga o painel ao corpo principal do satélite seja o dobro da constante da mola intermediária k_2 .

Os objetivos a serem otimizados são, a captação de energia, diretamente proporcional ao tamanho do painel, os desvios máximos sofridos por cada eixo, o tempo de acomodação após o movimento de abertura e o erro no apontamento no final da simulação (10 minutos).

Foram feitas simulações com o tamanho da superfície do painel variando entre 6 m^2 e 12 m^2 . Enquanto o valor da constante elástica da mola intermediária k_2 foi variado de $0,02 \text{ Nm/rad}$ até $0,44 \text{ Nm/rad}$, em valores aproximados. A tabela 1, mostra os resultados referentes aos objetivos obtidos em cada simulação.

Primeiramente, foram encontrados os valores máximos de cada objetivo. De posse desses números é feita a normalização dos objetivos. Examinando os dados obtidos, primeiro pelo critério de Pareto, é possível extrair as soluções que otimizam os objetivos individualmente. Como são muitos objetivos com relações diferentes uns com os outros, nem todos são inteiramente conflitantes. Por causa disso, observou-se apenas cinco soluções não inferiores. Elas são:

- Teste 1, que otimiza os desvios nos três eixos e o tempo de acomodação e erro no eixo X.
- Teste 4, que otimiza o tempo de acomodação do eixo Y.
- Teste 7, que otimiza o tempo de acomodação no eixo Z.
- Teste 10, que otimiza o erro no eixo Y.
- Teste 29, que otimiza o tamanho da superfície e o erro no eixo Z.

À primeira vista, a solução do teste 1 parece mais atrativa, por otimizar mais objetivos. Ela, porém, apresenta o pior resultado em captação de energia por ter o menor tamanho de superfície. Já a solução 29, que obteve o melhor resultado em captação de energia, gerou desvios maiores nos três eixos e levou mais tempo para se estabilizar. Essa discrepância demonstra o caráter conflitante desses objetivos.

Os componentes dos vetores objetivo dessas soluções serão as coordenadas dos vértices da forma de doze dimensões no espaço de objetivos, da qual será calculado o baricentro de acordo com a equação 1. O resultado é exibido na tabela 2. Nela, S é referente



ao tamanho da superfície do painel; Dx, Dy, e Dz são referentes aos desvios máximos em cada eixo; tx, ty, tz, representam os tempos de acomodação; e, por fim, fx, fy e fz são os erros de apontamento ao final da simulação.

Tabela 1. Soluções simuladas

Mola (Nm/rad)	k1 ≈ 0,04 k2 ≈ 0,02	k1 ≈ 0,18 k2 ≈ 0,09	k1 ≈ 0,32 k2 ≈ 0,16	k1 ≈ 0,46 k2 ≈ 0,23	k1 ≈ 0,60 k2 ≈ 0,30	k1 ≈ 0,74 k2 ≈ 0,37	k1 ≈ 0,88 k2 ≈ 0,44
Teste	1	2	3	4	5	6	7
Superfície (m ²)	6	6	6	6	6	6	6
Desvio x (°)	-0,9062	-2,4509	-3,3106	-4,4078	-4,5868	-5,2641	-5,9927
Desvio y (°)	2,1568	4,2045	5,752	6,6261	7,8097	8,3056	8,8658
Desvio z (°)	3,3912	-5,6949	6,2452	6,8108	7,1698	7,3837	7,63
Acomodação x (s)	123,5	128,1	130,6	134,6	134,7	136,6	138,7
Acomodação y (s)	142	111,8	119,3	89,3	120,1	123,3	112,2
Acomodação z (s)	121,6	93,9	95,5	94,4	100,6	96,4	89,1
Erro em 10min x (°)	0,0037	0,0077	0,0094	0,0123	0,0125	0,0142	0,0161
Erro em 10min y (°)	-0,0008	-0,0013	-0,0016	-0,0025	-0,0044	-0,0018	-0,0041
Erro em 10min z (°)	0,0004	0,0072	0,0004	0,0075	-0,0056	-0,0054	-0,0011
Teste	8	9	10	11	12	13	14
Superfície (m ²)	7,5	7,5	7,5	7,5	7,5	7,5	7,5
Desvio x (°)	-9,692	-2,6619	-4,0863	-5,5627	-6,3447	-7,4879	-8,7824
Desvio y (°)	2,4391	4,9549	6,4878	7,404	8,6274	9,1788	9,6124
Desvio z (°)	4,198	7,0846	8,3989	-10,3393	9,7134	9,9723	-12,1592
Acomodação x (s)	134	134,3	137,9	141,7	143,1	145,4	147,8
Acomodação y (s)	168,7	147,5	141,4	111,7	109,3	117,2	119,3
Acomodação z (s)	158,2	135,6	134,3	131,2	131,4	129,5	131,4
Erro em 10min x (°)	0,0045	0,009	0,0124	0,0163	0,0179	0,0208	0,0241
Erro em 10min y (°)	-0,0011	-0,0019	-0,0002	0,0012	-0,0012	-0,0007	0,0039
Erro em 10min z (°)	-0,0004	0,0034	0,0055	0,0158	0,0094	0,0173	0,0232
Teste	15	16	17	18	19	20	21
Superfície (m ²)	9	9	9	9	9	9	9
Desvio x (°)	-1,212	-2,9093	-4,5471	-6,1666	-7,8194	-8,7197	-10,1277
Desvio y (°)	2,6664	5,3775	7,3085	8,3215	8,9631	10,2297	10,6383
Desvio z (°)	4,929	8,726	10,5105	11,4964	-13,3505	12,8894	13,4248
Acomodação x (s)	145,3	140,5	143,3	146,1	148,7	150	151,9
Acomodação y (s)	198,5	175,4	170,1	195,6	194	195	195
Acomodação z (s)	185,9	183,9	181,9	184,6	187,2	185,1	187,2
Erro em 10min x (°)	0,0055	0,0107	0,0145	0,0187	0,023	0,0247	0,0283
Erro em 10min y (°)	-0,0014	-0,0014	-0,0005	0,002	0,0029	0,0034	0,0048
Erro em 10min z (°)	0,0003	0,0043	0,0022	0,0116	0,0243	0,0117	0,0204
Teste	22	23	24	25	26	27	28
Superfície (m ²)	10,5	10,5	10,5	10,5	10,5	10,5	10,5
Desvio x (°)	-1,3718	-3,0581	-5,04	-6,9825	-9,0545	-10,5778	-11,6642
Desvio y (°)	-2,9051	5,6904	7,2913	8,4594	8,8481	-9,9285	11,0004
Desvio z (°)	5,5991	10,2891	12,4055	-13,762	-19,0095	-16,7829	16,2658
Acomodação x (s)	157,2	147,6	148,6	150,7	152,6	154,2	155,6
Acomodação y (s)	273,9	246,4	275	275,8	277,4	277,2	275,9
Acomodação z (s)	283,3	263,2	260	258,9	259	258,2	257,3



Erro em 10min x (°)	0,0063	0,0124	0,0177	0,0225	0,0279	0,0311	0,0331
Erro em 10min y (°)	-0,0017	-0,002	-0,0007	0,004	0,0079	0,013	0,0145
Erro em 10min z (°)	-0,0007	0,0058	0,0161	0,0218	0,0389	0,0313	0,0143
Teste	29	30	31	32	33	34	35
Superfície (m ²)	12	12	12	12	12	12	12
Desvio x (°)	-1,6271	-3,1652	-5,3516	-7,6341	-9,7638	-11,9045	-14,2207
Desvio y (°)	-3,3289	6,0054	7,6456	-8,8029	-10,7224	-13,5077	-16,6505
Desvio z (°)	6,1976	11,7707	14,3546	16,1297	17,3446	18,1636	-21,1062
Acomodação x (s)	169,5	157,1	156,7	158,1	159,5	160	160,7
Acomodação y (s)	361,4	372,6	371,5	371	370,8	370,7	407,2
Acomodação z (s)	380,2	354	349,4	387,1	388,6	390,5	391,6
Erro em 10min x (°)	0,0073	0,0136	0,0196	0,0254	0,0303	0,0357	0,0416
Erro em 10min y (°)	-0,0023	-0,0018	0,0034	0,0079	0,0152	0,0245	0,035
Erro em 10min z (°)	0,0003	0,0022	0,0112	0,018	0,0154	0,0259	0,0383

Tabela 2. Solução de baricentro

S	Dx	Dy	Dz	tx	ty	tz	fx	fy	fz
0,75	0,239371	0,329905	0,307289	0,830914	0,415668	0,41859	0,249038	0,056571	0,076093

Calcula-se, então, a distância entre o baricentro e as soluções candidatas usando a equação 2. O resultado das 10 soluções mais próximas ao baricentro pode ser visto na tabela 3. Das alternativas observadas nessa tabela, destaca-se a solução que mais se aproximou da solução de baricentro, a solução 9.

Tabela 3. Menores distâncias da solução de baricentro

Solução	Distância
9	0,123893
10	0,184514
16	0,281758
3	0,342237
17	0,36278
5	0,37933
15	0,384861
2	0,385051
4	0,399747
6	0,40685

Observa-se que a solução de compromisso encontrada, a solução do teste 9, não é ótima pelo critério de Pareto, mas é a solução ótima pelo Critério da Menor Perda. Isso ocorre, pois, o princípio das duas técnicas é diferente. O Critério da Menor perda preza pelo equilíbrio entre os objetivos, não computando candidatas que tenham resultados muito ruins



em qualquer um dos objetivos. Enquanto isso, pelo conceito clássico, uma solução como a do teste 1 seria considerada ótima, mesmo tendo o pior resultado para um dos objetivos.

Mesmo a maioria dos valores das funções objetivo da solução de baricentro não fazendo parte da amostra, portanto estão fora do espaço praticável, a área do painel obteve um valor correspondente às soluções dos testes de 8 a 14. Por esse motivo, observa-se as soluções 9 e 10 como mais próximas à solução de baricentro. Apesar de 10 ser uma solução ótima, segundo o critério clássico, se comparada somente com a solução de compromisso 9, ela minimiza uma quantidade menor de objetivos.

O gráfico da figura 3, chamado de Caminho do valor, permite uma melhor análise visual das soluções obtidas nos testes. [SCHILLING et al., 1983]

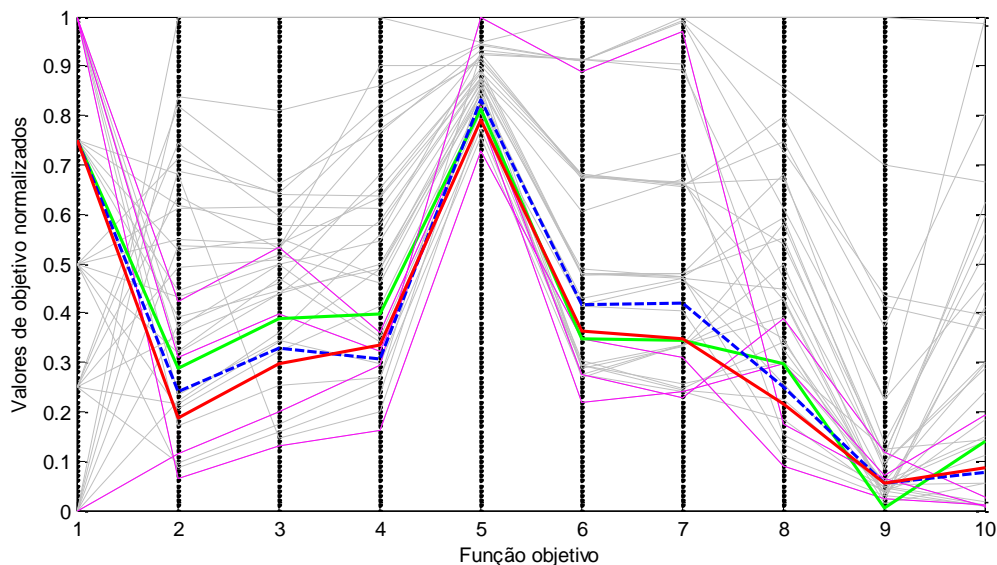


Figura 3. Caminho do valor, funções objetivo

Assim como as soluções dominadas, em cinza, algumas soluções não dominadas, em magenta, podem, mesmo que atingindo também os valores mínimos, alcançar valores máximos em objetivos diferente. Ao buscar pela solução mais equilibrada, a solução de baricentro, em azul, evitasse, esses valores máximos indesejados

Se comparadas as soluções 9, em vermelho, e 10, em verde, pode-se destacar que quando a solução 9 obtém um valor de objetivo menor que 10, a discrepância entre elas é no geral, maior que quando 10 alcança o mínimo. Mesmo sendo uma solução dominante, pois alcança o menor valor para o nono objetivo, de todas as outras candidatas, o seu desempenho não é tão bom quando comparado com a solução de compromisso para os outros objetivos.

4. Conclusão

Este trabalho teve como objetivo demonstrar o uso de uma técnica multiobjetivo no dimensionamento do painel solar levando em conta o seu impacto durante um dos estágios iniciais da uma missão.



Os testes realizados apenas dão uma demonstração da capacidade do Critério da Menor Perda. Devido à grande capacidade de customização do simulador e a falta de uma missão específica para avaliar o método, a quantidade necessária de amostras de solução se torna indeterminada. Mesmo com poucas amostras, todavia, foi possível observar tanto a natureza do critério quanto sua utilidade no projeto de sistemas complexos, como o de um satélite.

Esse critério pode ainda ser aplicado no dimensionamento de outras etapas do satélite e na escolha dos melhores equipamentos a serem utilizados no sistema. E essa aplicação pode ser feita de forma automática, uma vez que, esse método não depende de um tomador de decisão para determinar uma solução ótima.

Agradecimentos: Agradecimentos à CAPES por fomentar esta pesquisa.

Referências

- Costa Filho, A. C. (2015). Análise da transição dos modos de Operação do controle de atitude. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologias Espaciais – Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.
- Fufa, B.; Zhao-Bo, C.; Wensheng, M. (2010). Modeling and simulation of satellite solar panel deployment and locking. *Information Technology Journal*, v.9, n.3, p.600-604.
- Incose. (2015) *Systems Engineering Handbook: A guide for system life cycle processes and activities*. 4. ed. San Diego: Wiley.
- Kolo, B. (2010). *Single & Multiple Objective Optimization*. Weatherford: Weatherford Press.
- Mota, R. S.; Rocco, E. M.; Kuga, H. K. (2016). Modelagem da perturbação na atitude de um satélite durante o procedimento de abertura dos painéis solares. *Revista Interdisciplinar de Pesquisa em Engenharia*, v. 2, n. 19, p. 112-125.
- Mota, R. S. (2018). Modelagem da perturbação na atitude de um satélite durante o procedimento de abertura dos painéis solares. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologias Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.
- Nardin, A. B. (2015). Análise de manobras de atracação de satélites dotados de manipuladores robóticos. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologias Espaciais/ Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.
- Rocco E. M. (2002). Manutenção orbital de constelações simétricas de satélites utilizando manobras impulsivas ótimas com vínculo de tempo. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologias Espaciais – Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.



- Rocco, E. M.; Costa Filho, A. C.; Carrara, V. (2011). Effect the coupling between attitude and orbital control in maneuvers using continuous thrust. Minissimpósio: Aerospace Engineering. In: *Conferência Brasileira De Dinâmica, Controle E Aplicações*, 10., 2011. Anais...
- Rocco, E. M.; Costa Filho, A. C. (2015) Avaliação dos desvios na trajetória originados pelo acoplamento entre o controle de atitude e de órbita em manobras orbitais com propulsão contínua. In: *Congresso Nacional De Matemática Aplicada E Computacional (CNMAC)*, 35., 2015. Anais...
- Rocco, E. M.; Souza, M. L. O.; Prado, A. F. B. A. (2003). Multi-objective optimization applied to satellite constellations i: Formulation of the smallest criterion. In: *International Astronautical Congress*, IAC-03-A.3.01., 2003, Bremen, Alemanha. Anais...
- _____. (2005). Further application of the smallest loss criterion on the multi-objective optimization of a satellite constellation. In: *International Astronautical Congress*, 2005, Fukuoka, Japão. Anais...
- _____. (2005). Multi-objective optimization applied to satellite constellations ii: Initial applications of the smallest loss criterion. In: *International Workshop On Satellite Constellations And Formation Flying*, 2005, São José dos Campos, Brasil. Anais...
- Santos, W. G. (2015). Discrete multiobjective optimization applied to the spacecraft actuators command problem and tested in a hardware-in-the-loop rendezvous simulation. Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologias Espaciais – Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos.
- Schilling, D. A., Revelle, C., Cohon, J. (1983). An approach to the display and analysis of multiobjective problems. *Socio-Economic Planning Science*, v. 17, n.2, p. 57-63.
- Wertz, J. R.; Meissinger, H.; Newman, L. K.; Smit, G. (2001). *Orbit & Constellation Design & Management*. Microcosm Press: Hawthorne, California; Springer: New York.