



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

DINÂMICA DE SATÉLITES ARTIFICIAIS

RELATÓRIO FINAL DE PROJETO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA (PIBIC/CNPq/INPE)

Bruno Nunes Vaz (FEG, Bolsista PIBIC/CNPq)
E-mail: brunovaz@bighost.com.br

Dr. Antonio F. Bertachini de Almeida Prado (DEM/INPE, Orientador)
E-mail: prado@dem.inpe.br

Julho de 2009

SUMÁRIO

CAPÍTULO 1 – INTRODUÇÃO

CAPÍTULO 2 – MODELAMENTO MATEMÁTICO

CAPÍTULO 3 – RESULTADOS

CAPÍTULO 4 – CONCLUSÕES

CAPÍTULO 5 – BIBLIOGRAFIA

1. INTRODUÇÃO

A função principal de um gerador solar de uso espacial é gerar a energia de bordo necessária para manter operacional todos os subsistemas de um satélite, ou de um sistema espacial, dentro das faixas de consumo especificadas, durante todas as fases da missão, vida útil e condições orbitais. O gerador solar é composto por um ou mais painéis solares.

Um painel solar é um sistema composto por várias camadas de materiais como mostra a Figura 1. A estrutura é composta por uma colmeia de alumínio sobre a qual são coladas chapas de face de alumínio ou de material composto de fibra de carbono. Sobre a estrutura, na face frontal, é colado um filme de material para isolamento elétrico (filme de Kapton[®]). Sobre este filme isolante elétrico é que são colados os arranjos em série e paralelo de SCA's, especialmente projetados para atender à demanda de energia do satélite.

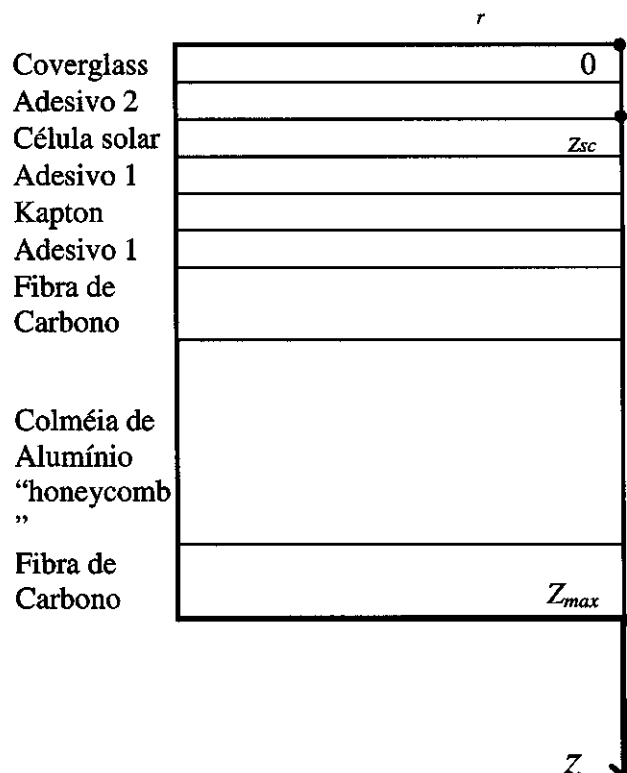


Figura 1: Estrutura multi-camada de um gerador solar de uso espacial

Os painéis solares de um gerador solar podem ser montados sobre o corpo do satélite, fazendo parte da sua estrutura principal, ou sobre painéis que se abrem em torno do corpo principal, ou ainda, sobre painéis que formam uma asa extensível conectada ao corpo principal do satélite.

Existem várias configurações de satélites que utilizam o gerador solar montado na estrutura, corpo principal do satélite. Este tipo de configuração é muito utilizado em pequenos satélites com missões científicas ou de aplicações, estabilizados por rotação, como é o caso dos Satélites de Coleta de Dados SCD-1 e SCD-2 da Missão Espacial Completa Brasileira – MECB. A Figura 2 mostra o SCD-1 com o gerador solar montado no corpo principal do satélite. Neste tipo de configuração, a otimização do projeto óptico do SCA visando minimizar as perdas por reflexão assume importância fundamental, uma vez que o ângulo de incidência da radiação solar estará constantemente variando de 0° a 180° em um mesmo painel, devido à rotação do satélite.

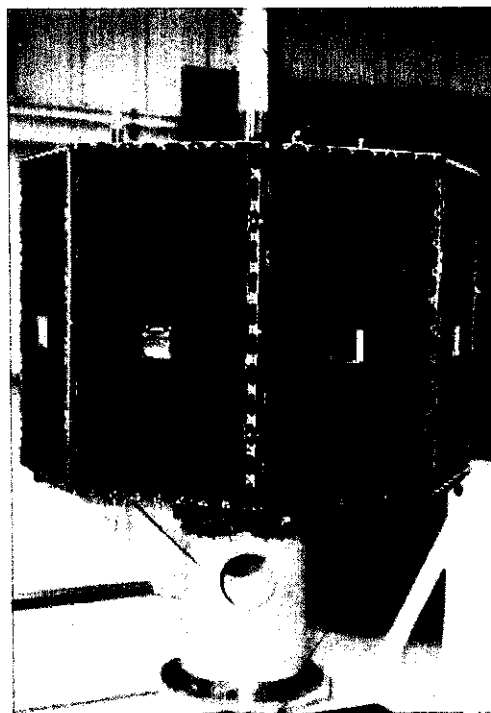


Figura 2: Gerador solar montado no corpo principal do satélite SCD-1 da MECB.

Outra configuração muito utilizada em pequenos e médios satélites é a configuração na qual os painéis solares são articulados ao corpo principal do satélite através de um mecanismo de abertura com um grau de liberdade. Esse mecanismo, permite um movimento angular, geralmente de 90 graus, dos painéis em relação ao corpo principal do satélite. Esta configuração foi utilizada no Satélite de Aplicações Científicas – SACI-1. A Figura 3a mostra o SACI-1 na configuração de lançamento, com os painéis solares fechados em torno do seu corpo principal. A Figura 3b mostra o SACI-1 com os painéis abertos na configuração de órbita. Nesta configuração, apesar da rotação do satélite, a radiação solar incide sobre os painéis com um ângulo normal aproximadamente constante. Deve-se, portanto para esta configuração, otimizar o SCA considerando-se os aspectos térmicos e de casamento das impedâncias ópticas, visando minimizar as perdas por reflexão para incidência normal da radiação solar.

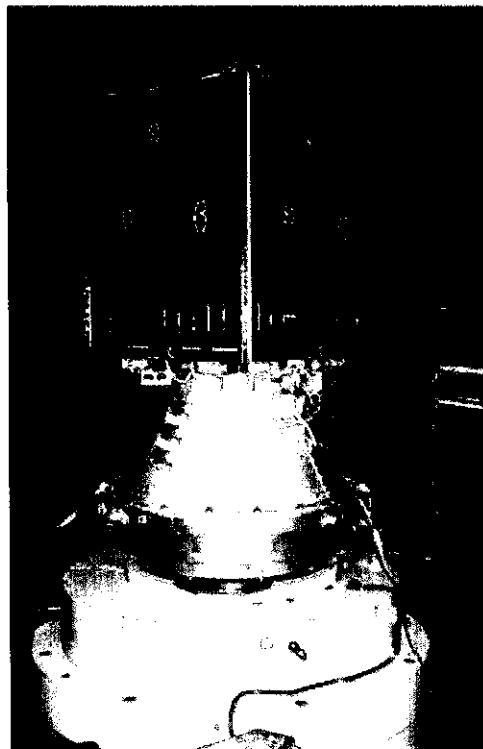


Figura 3a: Painéis solares articulados ao corpo principal do satélite SACI-1 na configuração de lançamento.

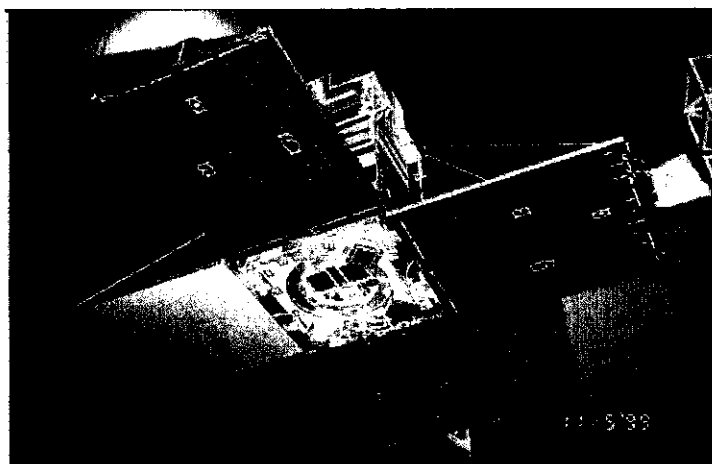


Figura 3b: Painéis solares articulados ao corpo principal do satélite SACI-1 na configuração de órbita.

Finalmente, a configuração utilizada em satélites de aplicações de médio e grande porte, geralmente estabilizados nos três eixos, é a configuração do tipo “asa extensível”. Nesta configuração, três a ou mais painéis são articulados entre si através de mecanismos especiais, formando uma “asa”. Dependendo da necessidade de potência, o satélite pode possuir uma ou duas “asas” articuladas ao seu corpo principal. A Figura 4a mostra o Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres – CBERS, Modelo de Vôo 1 (FM1) na configuração de lançamento, com os painéis solares “fechados” contra o corpo principal do satélite. A Figura 4b, mostra o satélite CBERS FM1 na configuração orbital, com os painéis solares abertos formando uma “asa” articulada ao corpo principal do satélite.

Sob o ponto de vista de projeto do SCA, esta configuração é semelhante à Segunda configuração vista acima, pois a radiação solar incide sobre os painéis com um ângulo normal aproximadamente constante. Deve-se, portanto, como para a configuração vista anteriormente, otimizar o SCA considerando-se os aspectos térmicos e de casamento das impedâncias ópticas visando minimizar as perdas por reflexão para incidência normal da radiação solar.

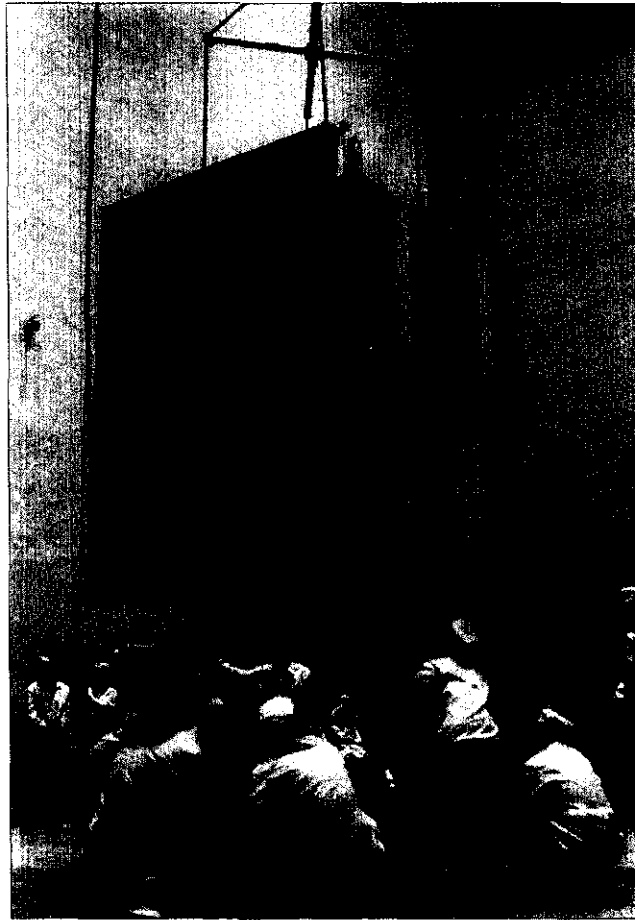


Figura 4a: Satélite CBERS-FM1 na Configuração de Lançamento

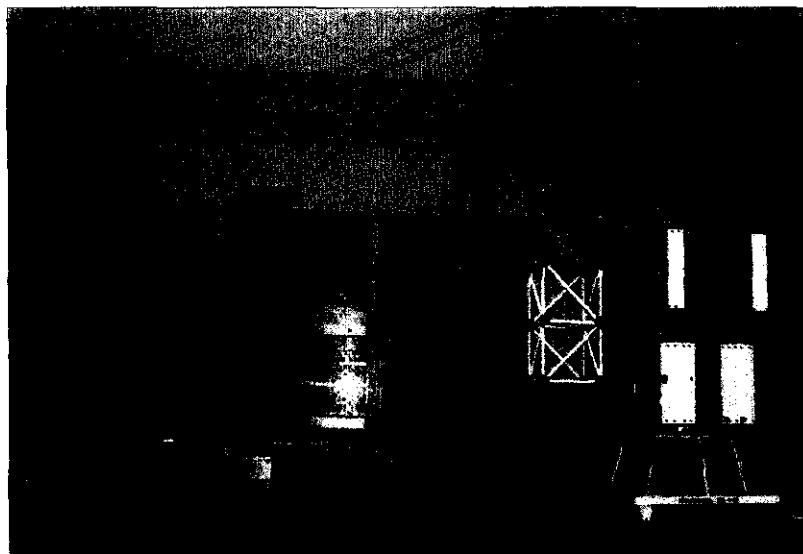


Figura 4b: Satélite CBERS-FM1 na Configuração orbital.

1.1 Requisitos de Projeto Inerentes às Aplicações Espaciais

Certos requisitos inerentes às aplicações espaciais, tornam a metodologia de projeto, a fabricação e a operação dos geradores solares para satélites artificiais completamente diferente dos voltados para as aplicações convencionais. Esses requisitos fazem parte de um conjunto de fatores que levam a um aumento significativo da complexidade tecnológica e dos custos finais dos geradores fotovoltaicos para satélites artificiais.

O alto custo unitário da energia gerada em órbita, aproximadamente 5000,00 U\$/Watt para geradores solares de asa extensível utilizando células solares de silício, torna da maior importância para o setor aeroespacial, o desenvolvimento e a utilização de técnicas que permitam determinar propriedades físicas de interesse para o projeto e, controlar, minimizar ou eliminar defeitos que possam provocar a redução ou a degradação acelerada da performance em órbita dos geradores fotovoltaicos.

Alguns dos requisitos inerentes às aplicações espaciais, aplicáveis aos geradores solares são:

a) Tolerância à Falha

Após o lançamento não é possível realizar manutenção ou reparo, portanto, um requisito básico é o de que nenhuma falha de componente pode resultar numa perda significativa da missão ou da operação do gerador solar e portanto do satélite.

b) Alta Confiabilidade

A maioria das missões de satélites artificiais possui como requisito assegurar o mínimo de ações corretivas de falhas, de modo a maximizar os serviços a serem prestados pelo satélite ao longo da sua vida útil. Este requisito, impõe a condição de que os componentes, a serem utilizados nos geradores fotovoltaicos, possuam qualidade

comprovada, sejam fabricados em linhas de produção de alta confiabilidade e repetibilidade e, preferencialmente, tenham a qualidade demonstrada na prática através do uso em missões espaciais anteriores, em sistemas militares ou em última instância em sistemas industriais.

Uma outra consequência dos requisitos de alta confiabilidade, é a necessidade de utilizar os componentes numa taxa de serviço muito abaixo das especificadas para as aplicações convencionais, podendo resultar numa sub-utilização dos componentes.

Na fase de projeto, uma grande atenção é dispensada às análises detalhadas, como por exemplo, análise de casos críticos, análise de confiabilidade, análise térmica, análise de potência, etc. Qualquer indício de falha ou não conformidade, indicada nessas análises, pode levar a uma revisão completa do projeto, ou, até mesmo, a alterações substanciais no projeto inicial, de modo a corrigir os problemas apontados pelas análises.

Na fase de fabricação, uma grande atenção é dispensada aos métodos de verificação da qualidade de materiais e componentes, e ao controle dos processos de fabricação. Qualquer indício de falha nas inspeções e testes de fabricação, pode levar a refuga total de um lote de materiais e componentes ou, até mesmo, de partes já fabricadas. Métodos para a verificação e controle da qualidade do ferramental e dos processos de fabricação são extremamente importantes para evitar a rejeição de lotes inteiros de partes fabricadas e altíssimos prejuízos financeiros.

c) Ambiente de Trabalho

No ambiente espacial, os equipamentos são projetados para operarem no vácuo. Neste ambiente, portanto, as possibilidades de rejeição de calor são por condução para um "heat sink" ou por radiação para o espaço exterior. Nas aplicações convencionais a principal forma de remoção de calor é por convecção. Dessa forma, esta limitação de natureza ambiental inviabiliza o uso de vários componentes comerciais.

Outro fator ambiental que influencia o projeto é a radiação de partículas existentes no espaço exterior. Esta radiação, afeta a performance da maioria dos semicondutores. Este efeito deve ser considerado na escolha dos componentes a serem utilizados e na avaliação do desvio da performance dos componentes, quando submetidos a uma determinada dose de radiação numa órbita específica.

d) Empacotamento.

Além das limitações de espaço físico, todos os requisitos mencionados anteriormente impõem restrições ao projeto de um gerador solar de uso espacial. Por exemplo, o requisito de tolerância a falha impõe a necessidade de circuitos fotovoltaicos com a incorporação de dispositivos de proteção adicionais para cada circuito do gerador, de modo a evitar que uma falha catastrófica em um circuito se propague para outros circuitos, ou leve os circuitos redundantes a falharem também.

Os requisitos relacionados ao ambiente de trabalho também possuem sérios impactos sobre o projeto de empacotamento dos componentes mais sensíveis de um gerador fotovoltaico. Cuidados especiais são tomados para evitar superaquecimento, ou doses excessivas de radiação de partículas, em componentes sensitivos, como é o caso das células solares.

Dessa forma, os requisitos inerentes às aplicações espaciais impõem condições especiais adicionais sobre os diversos parâmetros de projeto e de controle da fabricação que influenciam na energia a ser gerada ao longo da missão de um satélite artificial.

1.2 Solar Cell Assembly – SCA

Conforme mencionado anteriormente, nos geradores solares de uso espacial, o componente básico responsável pela geração primária de energia, é denominado *Solar Cell*

Assembly – SCA. Um *Solar Cell Assembly SCA* é um sistema multi-camada composto de: uma célula solar de uso espacial com um interconector elétrico soldado sobre os contatos frontais; de uma camada de adesivo; e, de uma cobertura de vidro (*coverglass*). Os *SCA's* mais utilizados até então para as aplicações espaciais foram fabricados utilizando células solares de silício. Mais recentemente estão sendo utilizadas células de Arseneto de Gálio e de multi-junção em missões que requerem maior densidade de potência e maior resistência à degradação por radiação.

A Figura 5 mostra, respectivamente, os desenhos (sem escala) da célula solar de silício e do contato elétrico (interconector), utilizados no gerador solar do satélite CBERS FM1.

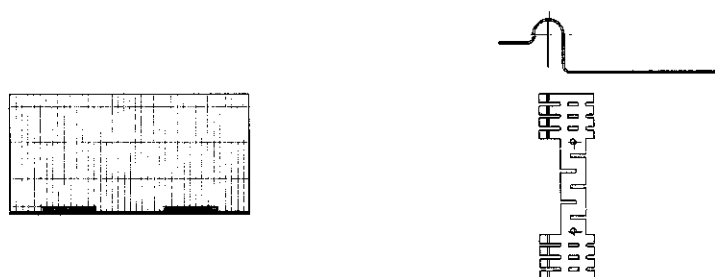


Figura 5: Desenho (sem escala) da célula solar de silício e interconector elétrico utilizados no gerador solar do satélite CBERS FM1.

Sobre os contatos metalizados na face frontal (ativa) da célula solar é soldado o contato elétrico (interconector). Após a soldagem do interconector é colada uma lamínula de vidro denominada *coverglass*, que cobre toda a superfície ativa da célula solar. Esta lamínula de vidro é utilizada principalmente para proteger a célula solar contra a radiação de partículas normalmente encontradas no ambiente extraterrestre. O *coverglass* normalmente possui uma camada anti-refletora aplicada sobre a face oposta à face de colagem com a célula solar. A Figura 6 mostra a montagem básica do *SCA* utilizado no gerador solar do satélite CBERS FM1, o qual utiliza célula de silício monocristalino.

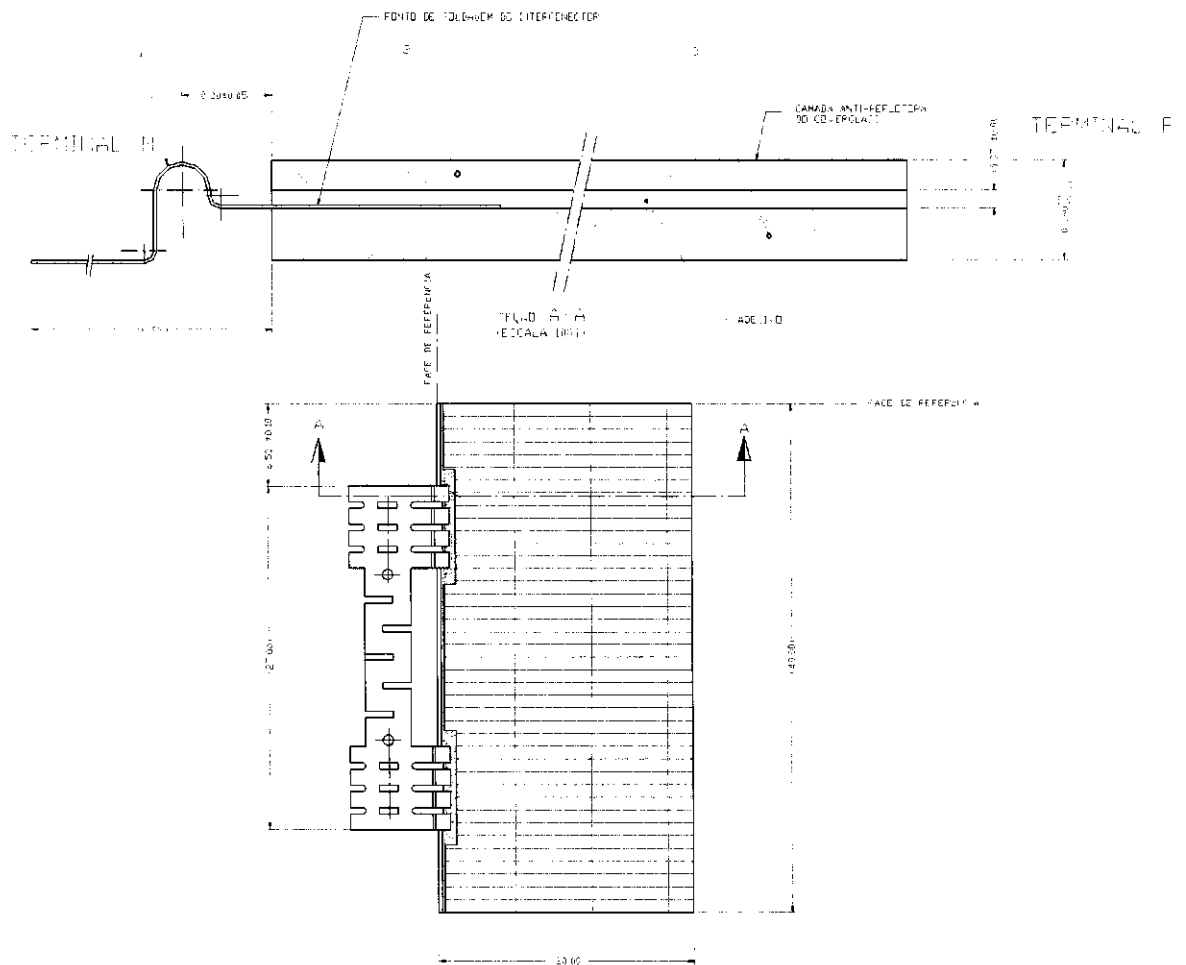


Figura 6: Componentes básicos de um SCA: 1) Interconector elétrico; 2) Cobertura de vidro (*coverglass*); 3) Célula solar de uso espacial.

A Figura 7 mostra um fluxograma típico de fabricação de um SCA, utilizado na indústria aeroespacial. Neste fluxograma os triângulos representam pontos mandatórios de inspeção. Pode-se observar que todos os componentes utilizados passam por uma inspeção mandatória de recebimento antes da utilização na produção. Os círculos representam procedimentos de armazenagem. A armazenagem deve ser feita em ambiente controlado, segundo as especificações de cada um dos componentes. Os retângulos representam os procedimentos e/ou processos de fabricação. Os procedimentos e/ou processos de fabricação,

não detalhados neste fluxograma, também chamam por inspeções e testes para controle do próprio procedimento e/ou processo, denominados *in-process inspections*. Após a execução de um procedimento e/ou processo de fabricação que implica numa montagem intermediária, existe um ponto mandatório de inspeção, como após o processo de soldagem do interconector na célula solar (*Cell Integrated Connector - CIC Manufacturing*). Finalmente, após o processo de colagem do coverglass no *CIC* é feita a inspeção mandatória do SCA, os quais são então testados eletricamente (*flasher test*) e classificados de acordo com a eficiência elétrica para serem finalmente armazenados.

Conforme mencionado anteriormente, neste trabalho de estamos propondo uma nova metodologia para a detecção de defeitos em SCA's, a qual pode vir a ser utilizada como parte da inspeção mandatória final dos SCA's, mostrada na Figura 7.

As células solares utilizadas em aplicações espaciais são projetadas e fabricadas de acordo com rigorosas normas utilizadas no setor aeroespacial para o controle da qualidade e de processos de fabricação, que as tornam capazes de suportar largos extremos de temperatura, radiação de partículas e outros fatores de degradação inerentes ao ambiente espacial.

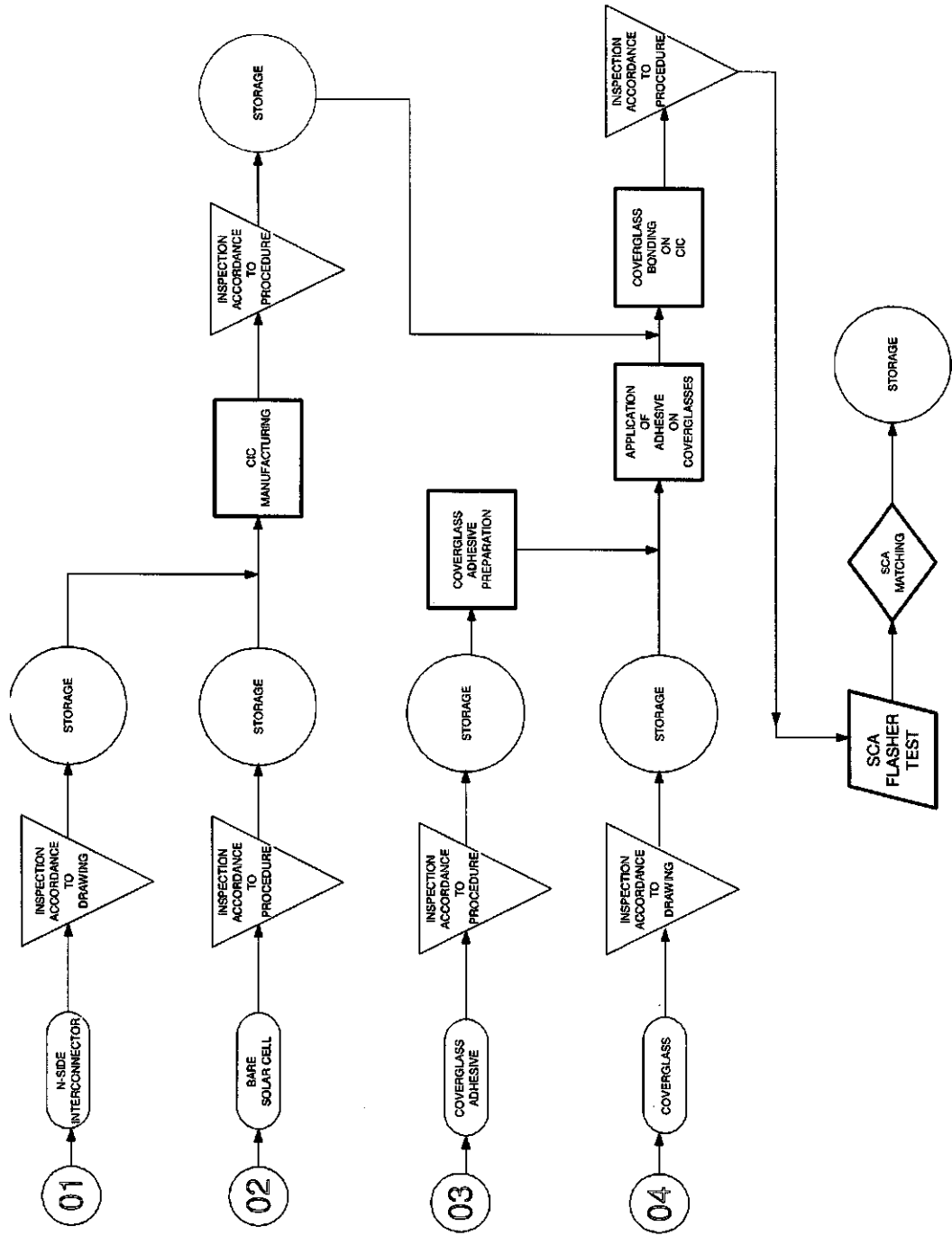


Figura 7: Fluxograma típico de fabricação de um SCA.

Os tipos de células solares comercialmente utilizadas atualmente nos SCA's para geradores solares de uso espacial são as seguintes: Células de Silício Monocristalino; Células de Arseneto de Gálio; e, Células Multi-Junção (dupla e tripla). A seguir apresentaremos as principais características funcionais de interesse para o projeto termo-óptico de um SCA e para o cálculo da energia gerada em órbita. As Tabelas 1.1, 1.2 e 1.3 mostram as características de interesse dos principais tipos de células solares utilizadas comercialmente nos projetos de SCA para geradores solares de uso espacial. Os valores apresentados nas tabelas são valores típicos, disponíveis no mercado internacional.

Tipo de Célula	J_{sc} [mA/Cm ²]	J_{mp} [mA/Cm ²]	V_{mp} [V]	V_{oc} [V]	Eficiência(%) [AM0, 28°C]
Si ⁽¹⁾	39,0	37,0	0,500	0,605	13,7
GaAs/Ge ⁽²⁾	31,3	29,4	0,900	1,031	19,5
GaAs/GaAs ⁽³⁾	32,5	29,7	0,903	1,038	19,9
Junção Dupla ⁽⁴⁾	14,9	14,1	2,060	2,350	21,5
Junção Tripla ⁽⁵⁾	14,9	14,4	2,260	2,540	24,0

⁽¹⁾Spectrolab® K6700B; ⁽²⁾EEV® MGE4030-3A; ⁽³⁾EEV® MGA4020-3A; ⁽⁴⁾Spectrolab® Dual Junction; ⁽⁵⁾Spectrolab® Triple Junction.

Tabela 1.1 Características Elétricas típicas dos principais tipos de células solares.

Tipo de Célula	α_{Isc} [μA/Cm ²]	α_{Vmp} [mV/°C]	α_{Voc} [mV/°C]
Si ⁽¹⁾	+22,0	-2,15	-1,96
GaAs/Ge ⁽²⁾	+20,0	-1,90	-1,80
GaAs/GaAs ⁽³⁾	+20,0	-1,90	-1,80
Junção Dupla ⁽⁴⁾	+12,0	-5,0	-4,8
Junção Tripla ⁽⁵⁾	+12,0	-6,3	-6,2

⁽¹⁾Spectrolab® K6700B; ⁽²⁾EEV® MGE4030-3A; ⁽³⁾EEV® MGA4020-3A; ⁽⁴⁾Spectrolab® Dual Junction; ⁽⁵⁾Spectrolab® Triple Junction.

Tabela 1.2 Coeficientes de Temperatura.

Tipo de Célula	Absorbância Solar ^(*)	Emitância Solar ^(*)
Si ⁽¹⁾	0,75	0,85
GaAs/Ge ⁽²⁾	0,89	0,85
GaAs/GaAs ⁽³⁾	0,89	0,85
Junção Dupla ⁽⁴⁾	0,91	0,85
Junção Tripla ⁽⁵⁾	0,91	0,85

^(*) Utilizando coverglass dopado com cério.

⁽¹⁾ Spectrolab® K6700B; ⁽²⁾ EEV® MGE4030-3A; ⁽³⁾ EEV® MGA4020-3A;

⁽⁴⁾ Spectrolab® Dual Junction; ⁽⁵⁾ Spectrolab® Tripple Junction.

Tabela 3: Propriedades térmicas dos principais tipos de célula solar.

2. MODELO MATEMÁTICO

A característica elétrica corrente versus tensão gerada por um SCA, pode ser calculada através do seguinte modelo, no qual introduzimos as perdas ópticas por reflexão:

$$I(v) = (1 - \rho_{SCA}) I_{SC} \left\{ \frac{S}{S_0} - C_1 \left[e^{\left(\frac{v}{C_2 V_{OC}} \right)} - 1 \right] \right\} \quad (1.1)$$

onde,

$$C_1 = \left[1 - \left(\frac{I_{mp}}{I_{SC}} \right) \right] e^{\left(\frac{-V_{mp}}{C_2 V_{OC}} \right)} \quad (1.2)$$

$$C_2 = \frac{\left(\frac{V_{mp}}{V_{OC}} - 1 \right)}{\ln \left(1 - \frac{I_{mp}}{I_{SC}} \right)} \quad (1.3)$$

A dependência dos parâmetros básicos do SCA com a temperatura são dados por:

$$I_{SC} = (J_{SC0} + \alpha_{isc} (T - T_0)) A_C \quad (1.4a)$$

$$I_{mp} = (J_{mp0} + \alpha_{imp} (T - T_0)) A_C \quad (1.4b)$$

$$V_{OC} = (V_{OC0} + \alpha_{voc} (T - T_0)) A_C \quad (1.4c)$$

$$V_{mp} = (V_{mp0} + \alpha_{vmp}(T - T_0))A_C \quad (1.4d)$$

A potência gerada pelo gerador solar é dada por:

$$P(V, T) = n_p I(v) V$$

$$P(V, T) = n_p F(v, T, A_C) n_s (v - rF(v, T, A_C)) \quad (1.5)$$

onde v é a tensão de um SCA, dada pela solução numérica da seguinte equação:

$$V = n_s (v - rF(v, T, A_C)) \quad (1.6)$$

onde $F(v, T, A_C)$ é a corrente $I(v)$ do SCA.

Nas equações acima,

J_{mp0} e J_{sc0} são as densidades de corrente de máxima tensão e de curto circuito da célula solar.

S é a intensidade de radiação solar incidente no SCA.

S_0 é a constante solar (1353 W/m^2).

ρ_{SCA} é a perda por reflexão do SCA.

A_C é a área da célula solar;

α_{isc} , α_{imp} , α_{voc} e α_{vmp} são os coeficientes de temperatura de cada um dos parâmetros característicos da célula solar.

T_0 é a temperatura de referência da célula solar.

T é a temperatura da célula solar.

r é a resistência série efetiva do SCA.

n_p é o número de SCA's em paralelo.

n_s é o número de SCA's em série.

3. RESULTADOS

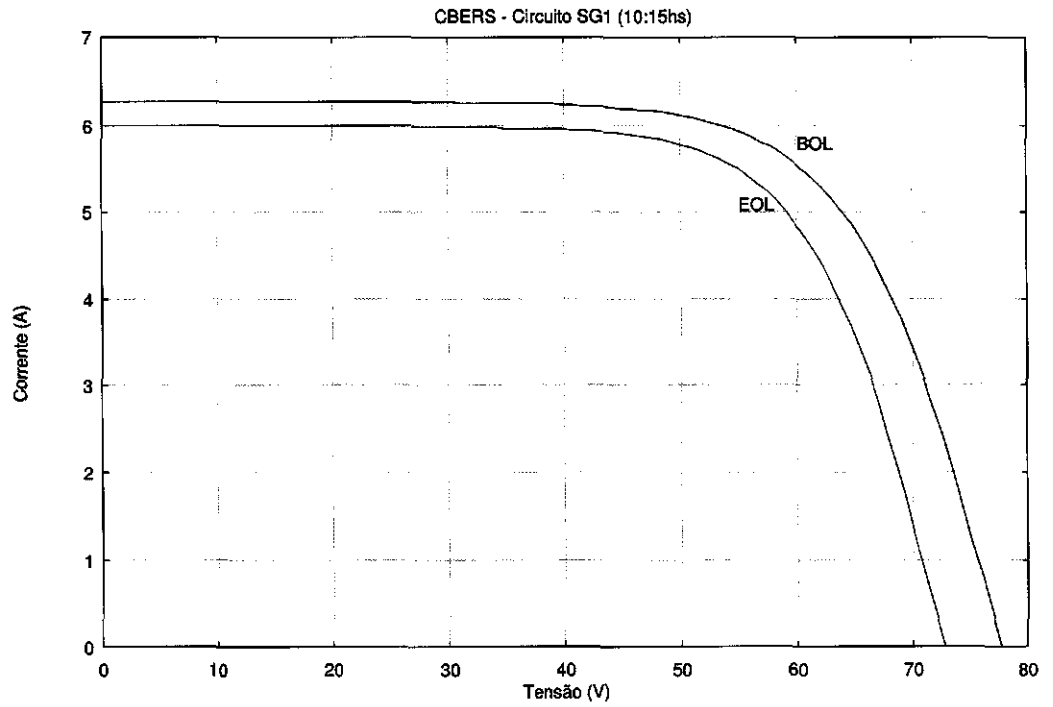


Figura 6: Curva IxV para SG1

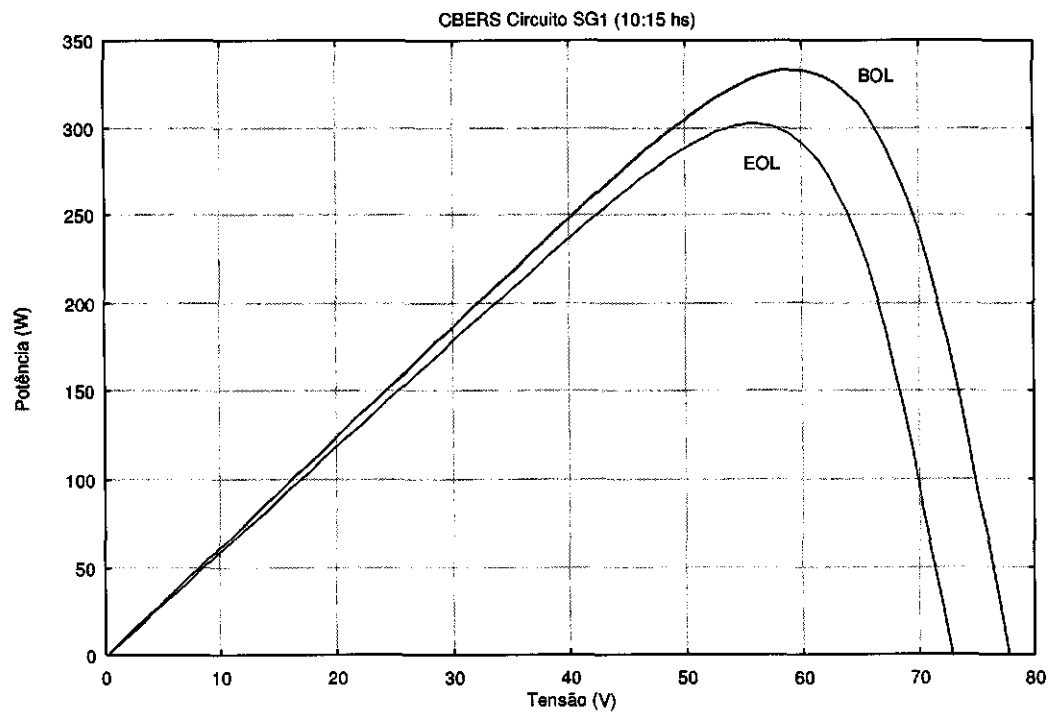


Figura 8: Potência por tensão para SG1

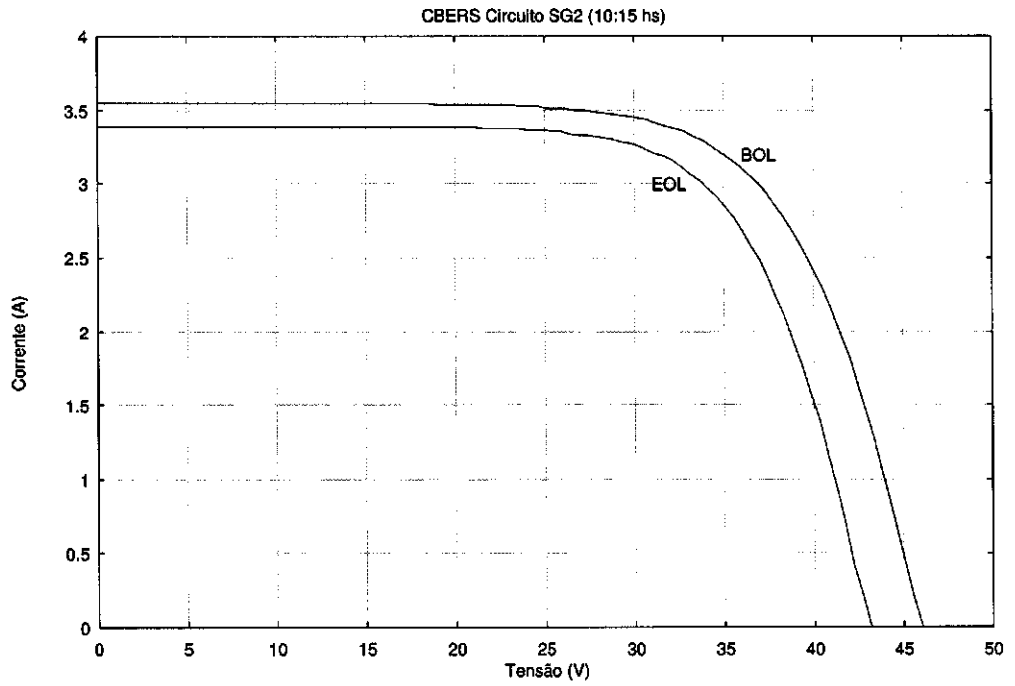


Figura 9: Curva IxV para SG2

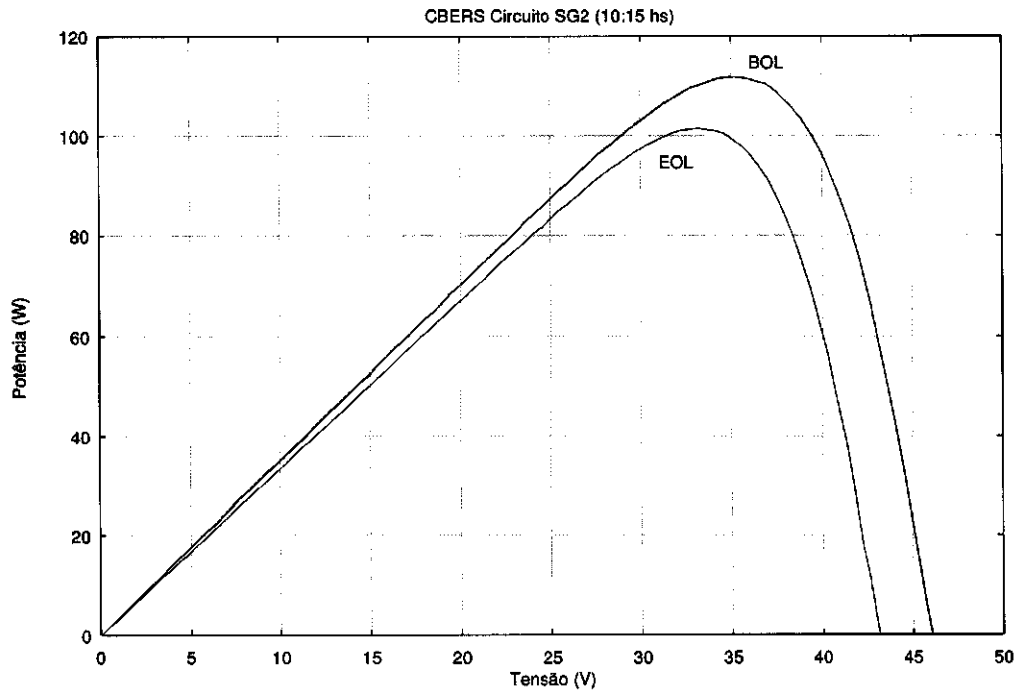


Figura 10: Curva PxV para SG2

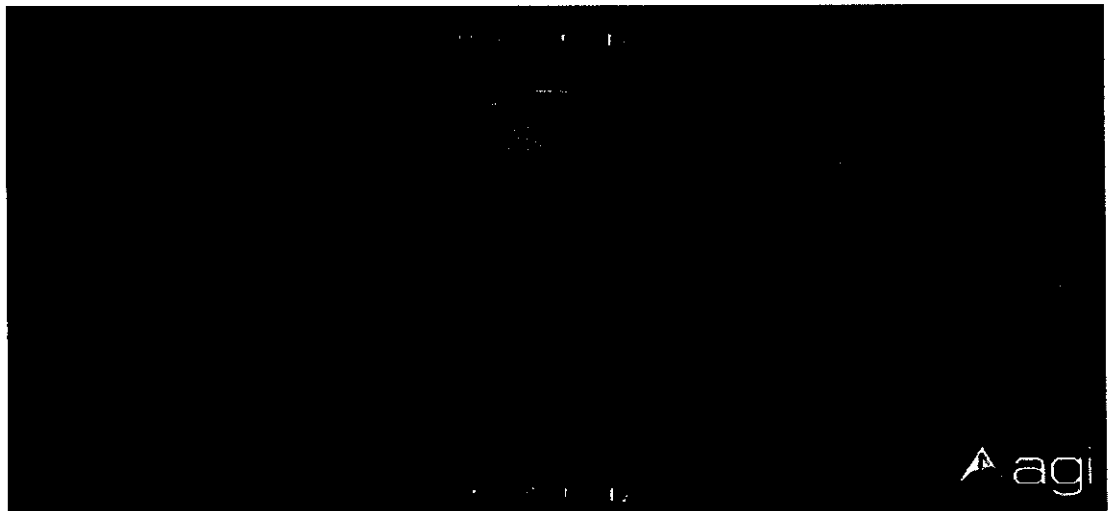


Figura 11: Orbita do CBERS

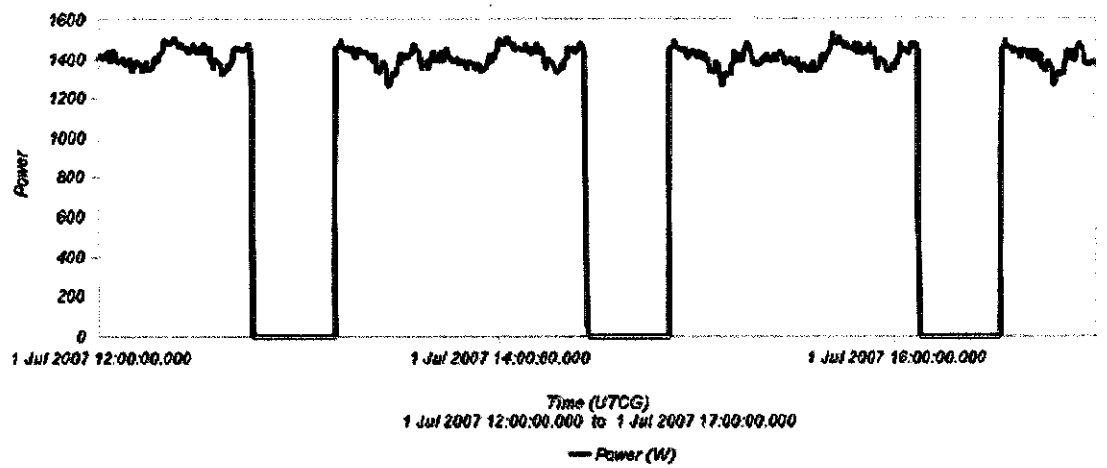


Figura 12: Potência dos painéis por tempo

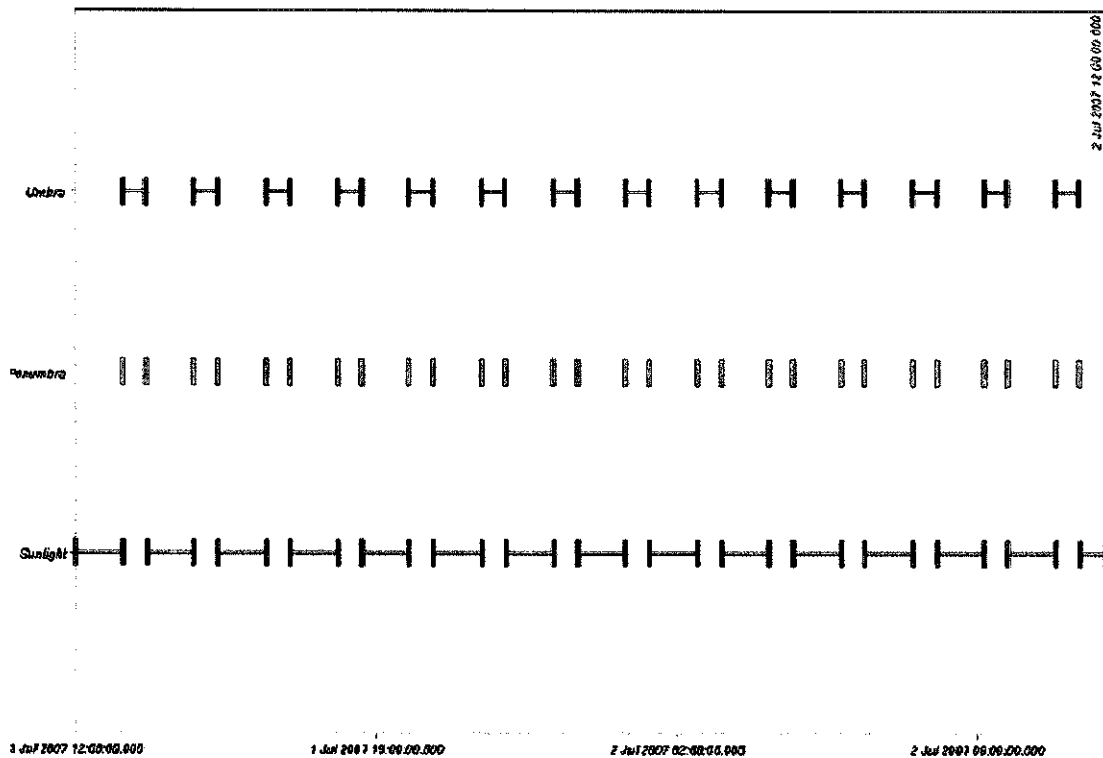


Figura 13: Períodos de Iluminação para o CBERS-1

4. CONCLUSÃO

Um estudo da potência do gerador solar do CBERS foi efetuada, obtendo-se um valor coerente com o esperado pelo projeto e também de acordo com uma simulação computacional efetuada através do software STK.

O uso de SCA's otimizados torna possível um ganho de energia por órbita, tornando possível alimentar uma carga útil adicional de grande porte no satélite por exemplo.

Para gerar a energia não proveniente dos SCA's não otimizados, seria necessário aproximadamente mais um mês de missão (VAZ, 2000). Com isso, prova-se a importância de um estudo para otimização dos SCA's no projeto.

Foram descritos os principais tipos de configuração de geradores fotovoltaicos em relação ao corpo principal do satélite. Mostrou-se também que, alguns requisitos inerentes aos projetos espaciais, impõem severas condições de fabricação e a necessidade de rigorosos métodos de inspeção e controle da qualidade.

5. BIBLIOGRAFIA

BUGLIA, J. J. Compilation of Methods in Orbital Mechanics and Solar Geometry. NASA, 1988.

CARRARA, V.; MEDEIROS, V. M. Posicionamento Ótimo de Painéis Solares em Satélites Solsíncronos. INPE, 1984.

FRAIDENRAICH, N.; LYRA, L. A Energia Solar: Fundamentos e Tecnologias de Conversão Heliotermoeleétrica e Fotovoltaica. Recife: ed. Universitária da UFPE, 1995.

MEDEIROS, V. M. Análise de Iluminação das áreas cobertas por um satélite de órbita hélio-síncrona circular. INPE, 1981.

MEDEIROS, V. M. Insolação do Satélite Coleta-de-Dados Sob o Ponto de Vista da Geometria Orbital para Otimização do Aproveitamento de Energia. INPE, 1982.

RAUSCHENBACH, H. S. Solar Array Design Handbook. New York, Litton Educational Publishing, 1980.

ROCHE, L. G. Solargeneratoren für die Raumfahrt. Wiesbaden, Vieweg, 1997.

TAKAHASHI, K; OKADA, Y.; ARAI, H.; TAJIMA, M.; HIGUCHI, K. MUSES-C Solar Array Electrical and Mechanical Design. Sixth European Space Power Conference, Porto, p. 439-444, maio 2002.

VAZ, C. C. Análise Termo-Óptica de Sistemas Multicamada de Uso Espacial, Tese de Doutorado, Divisão de Pós-Graduação do Instituto Tecnológico da Aeronáutica, ITA, 2000.