



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/06.18.14.10-TDI

ANÁLISE DO COMPORTAMENTO ELÉTRICO DOS GERADORES SOLARES DA SÉRIE DE SATÉLITES CBERS E A CONFRONTAÇÃO DOS RESULTADOS COM OS DADOS DE PROJETO

Luiz Celso Gomes Torres

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Nelson Veissid, aprovada em 16 de julho de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3GG84KS>>

INPE
São José dos Campos
2014

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):**Presidente:**

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

Membros:

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

Dr. Amauri Silva Montes - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espaciais (ETE)

Dr. André de Castro Milone - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr. Joaquim José Barroso de Castro - Centro de Tecnologias Espaciais (CTE)

Dr. Manoel Alonso Gan - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr. Plínio Carlos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

BIBLIOTECA DIGITAL:

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

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Maria Tereza Smith de Brito - Serviço de Informação e Documentação (SID)

André Luis Dias Fernandes - Serviço de Informação e Documentação (SID)



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA E INOVAÇÃO
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS

sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/06.18.14.10-TDI

ANÁLISE DO COMPORTAMENTO ELÉTRICO DOS GERADORES SOLARES DA SÉRIE DE SATÉLITES CBERS E A CONFRONTAÇÃO DOS RESULTADOS COM OS DADOS DE PROJETO

Luiz Celso Gomes Torres

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais, orientada pelo Dr. Nelson Veissid, aprovada em 16 de julho de 2014.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3GG84KS>>

INPE
São José dos Campos
2014

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Torres, Luiz Celso Gomes.

T636a Análise do comportamento elétrico dos geradores solares da série de satélites CBERS e a confrontação dos resultados com os dados de projeto / Luiz Celso Gomes Torres. – São José dos Campos : INPE, 2014.

xxx + 171 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m21b/2014/06.18.14.10-TDI)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2014.

Orientador : Dr. Nelson Veissid.

1. CBERS. 2. Gerador solar. 3. Telemetrias. I.Título.

CDU 629.78:621.383.51



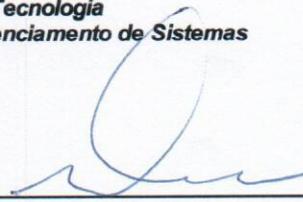
Esta obra foi licenciada sob uma Licença [Creative Commons Atribuição-NãoComercial 3.0 Não Adaptada](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

This work is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 3.0 Unported License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/).

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

**Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Gerenciamento de Sistemas
Espaciais**

Dr. Chen Ying An



Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Nelson Veissid



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

Dr. Denis Gilbert Francis David

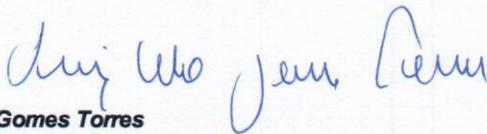


Convidado(a) / UFBA / Salvador - BA

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade



Aluno (a): **Luiz Celso Gomes Torres**

São José dos Campos, 16 de Julho de 2014

“O destino não é uma questão de sorte, é uma questão de escolha. Não é algo pelo que se espera, mas algo a alcançar.”

Willian Jennings Bryan

Dedico este trabalho a meu pai, João Torres que mesmo com o pouco tempo que tivemos para conviver, foi um exemplo de correção, a minha mãe Maria Conceição, pela dedicação, educação e incentivo, a minha esposa Roberta pela paciência e apoio, e a meus filhos Julia e Lucas, por serem, inconscientemente, minha grande inspiração.

AGRADECIMENTOS

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais por ter me dado a oportunidade de realizar este trabalho de mestrado.

Ao professor e orientador Dr. Nelson Veissid por assumir esse compromisso, emprestando um pouco de sua experiência tanto nos cursos ministrados quanto no direcionamento do trabalho desenvolvido.

Aos servidores do CCS, Sr. Odair A. de Oliveira e Sr. Jun Tominaga, pelo empenho na disponibilização dos dados.

Aos colegas do INPE do grupo de suprimento de energia, que fazem do convívio diário um grande aprendizado.

Ao colega de trabalho, Mario F. Baruel, pela disponibilização de material inserido neste trabalho e pela troca de experiência adquirida.

À bolsista do INPE Aurea A. da Silva que auxiliou no desenvolvimento do modelo orbital.

Aos professores do curso de pós-graduação do INPE pelos ensinamentos e dedicação.

Aos membros da Banca examinadora e da biblioteca, pela contribuição para melhorar o conteúdo deste trabalho.

RESUMO

O Brasil, desde 1970, tem se envolvido na busca por seu espaço no setor espacial. Sucessos e fracassos se alternaram nesse caminho de consolidação das atividades. O INPE foi e continua sendo, no Brasil, o órgão do governo responsável pela área de desenvolvimento de satélites. Esse desenvolvimento, com padrão de excelência, exigiu muito esforço e dedicação de todos os envolvidos. O resultado pode ser observado no alto nível de maturidade que algumas áreas atingiram. Dentre esses satélites que foram desenvolvidos pelo INPE e que cumpriram o ciclo de vida além do esperado enquadrados a série de satélites SCD's (SCD1 e SCD2), desenvolvidos integralmente no Brasil, e a série de satélites CBERS (CBERS 1, 2 e 2B) produzidos numa parceria de sucesso com a China. Para que haja um contínuo aprimoramento das atividades, otimizando os projetos, com a consequente redução de custos, o conhecimento cada vez mais minucioso dos equipamentos e do seu comportamento no ambiente espacial, faz-se necessário. Baseado nessa premissa, este trabalho objetiva o estudo detalhado do comportamento elétrico das correntes fotogeradas pelos satélites da série CBERS, através de análises das telemetrias obtidas em voo e de fundamentações teóricas aplicadas. Com um vasto material de telemetrias geradas por esses satélites somados aos dados técnicos das células solares e cupons de teste de qualificação, este trabalho mostra a degradação real dessas correntes. Além disso, elabora rotinas computacionais, utilizando modelos matemáticos já desenvolvidos, para validar os resultados obtidos. Referenciado no conjunto de informações, cria um cenário para o próximo satélite a ser lançado pelo INPE, prevendo o comportamento das correntes ao longo de sua vida.

**ANALYSIS OF THE ELECTRICAL BEHAVIOR OF SOLAR GENERATORS
OF CBERS SATELLITES AND THE CONFRONTATION OF RESULTS WITH
DATA DESIGN**

ABSTRACT

Brazil, since 1970, has been involved in the search for his place in the space sector. Successes and failures alternated in this way of consolidation these activities. INPE has been and continues to be, in Brazil, the government agency responsible for the development of satellites. This development, with a standard of excellence, required much effort and dedication of all involved. The result can be seen in the high level of maturity that some areas reached. Among these satellites that which were developed by INPE and fulfilled life cycle and more than expected relate the SCD's satellites (SCD1 and SCD2) and CBERS satellites (CBERS 1, 2 and 2B) produced in a successful partnership with China. So, to get a continuous improvement these activities, optimizing designs, with the consequent reduction of costs, the increasingly detailed knowledge of equipment, its behavior in the space environment, are necessary. Based on this premise, this study aims at a detailed study of the electrical behavior of the photogenerated current by CBERS satellites, through the analysis of telemetry obtained in flight and theoretical concepts applied. With a vast material of telemetry generated by these satellites added to the technical data of solar cells and coupons qualification test, this work shows the real degradation of these currents. Additionally, it present computational routines, using mathematical models already developed to validate the results. Referenced in the set of information, it models a scenario for the next satellite to be launched by INPE, predicting the behavior of the currents during its life.

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 2.1 – Dados de voo e teóricos do satélite “HIPPARCO”	6
Figura 2.2 – Dados de voo do satélite “ETS-V”	7
Figura 2.3 – Dados de voo e teóricos do satélite “Air Force APEX”	8
Figura 2.4 – Dados de voo e teóricos do satélite “ASCOT” (Silício)	9
Figura 2.5 – Dados de voo e teóricos do satélite “ASCOT” (GaAs)	10
Figura 2.6 – Dados de voo e teóricos do satélite “chinese satellite”	11
Figura 2.7 – Dados de voo e simulado do satélite “SCD1”	12
Figura 3.1 – Satélites SCD1 (a) e SCD2 (b)	13
Figura 3.2 – Satélite SCD2A	14
Figura 3.3 – Satélites SACI1 (a) e SACI2 (b)	15
Figura 3.4 – Satélite SATEC	16
Figura 3.5 – Satélites CBERS1 e CBERS2	19
Figura 3.6 – Satélite CBERS2B	19
Figura 3.7 – Satélites CBERS3&4	21
Figura 4.1 – Topologia MPPT	24
Figura 4.2 – Barramento de potência com Tensão não Regulada	25
Figura 4.3 – Barramento de Potência Regulado	26
Figura 4.4 – Barramento Híbrido	27
Figura 4.5 – Diagrama em blocos do PSS dos satélites SCD’s	28
Figura 4.6 – Vista explodida dos satélites SCD’s	29
Figura 4.7 – Subsistema de potência dos satélites CBERS 1,2 e 2B	33
Figura 4.8 – Gerador Solar dos satélites CBERS	37
Figura 5.1 – Célula Solar utilizada no CBERS 2B	42
Figura 5.2 – SCA (Solar Cell Assembly)	43
Figura 5.3 – Distribuição física dos circuitos SAG1 e SAG2	48
Figura 6.1 – Espectro Solar padrão AM0	50
Figura 6.2 – Intensidade solar causada pelos ciclos solares	51
Figura 6.3 – Imagens da atmosfera solar em épocas distintas	51
Figura 6.4 – Fator de correção da constante solar ao longo do ano	52
Figura 6.5 – Órbita da Terra	52
Figura 6.6 – Distância Terra-Sol ao longo do ano	53

Figura 6.7 – Irradiância solar em função da distância Terra-Sol.	54
Figura 6.8 – Bandas de energia de um semiconductor.....	56
Figura 6.9 – Campo elétrico criado na Junção PN.....	57
Figura 6.10 – Efeito Fotovoltaico.....	58
Figura 6.11 – Célula de tripla junção.....	60
Figura 6.12 – Célula solar IMM de tripla junção.	61
Figura 6.13 – Célula solar IMM de seis junções.....	62
Figura 6.14 – Albedo terrestre incidente no Gerador Solar.	63
Figura 6.15 – Curvas características da célula solar (“I x V” e “P x V”).	65
Figura 6.16 – Circuito elétrico equivalente da célula solar (3 tipos de cargas). 66	
Figura 6.17 – Fator de preenchimento da célula solar.	67
Figura 6.18 – Curvas I x V para diferentes níveis de irradiância solar.	68
Figura 6.19 – Curvas I x V para diferentes temperaturas de operação.	70
Figura 6.20 – Campo magnético da Terra.....	71
Figura 6.21 – Interação entre o campo magnético da Terra e o vento solar. ...	72
Figura 6.22 – Interação entre o campo magnético da Terra e o vento solar. ...	74
Figura 6.23 – Irradiância solar efetiva x Hora de passagem.	78
Figura 6.24 – Hora de passagem – 06:00 hs.	79
Figura 6.25 – Hora de passagem – 10:30 hs.	80
Figura 6.26 – Órbita Heliossíncrona.....	81
Figura 6.27 – Hora do cruzamento com o Equador do Satélite CBERS1.	82
Figura 6.28 – Hora de cruzamento com o Equador do Satélite CBERS2.	83
Figura 6.29 – Hora de cruzamento com o Equador do Satélite CBERS2B.....	83
Figura 6.30 – Sensores para ajuste de apontamento do Gerador Solar.	85
Figura 6.31 – Equinócio Vernal.	86
Figura 6.32 – Semi-eixo maior e Excentricidade.	87
Figura 6.33 – Inclinação.	88
Figura 6.34 – Ascensão reta do nodo ascendente.	89
Figura 6.35 – Argumento do perigeu.....	89
Figura 6.36 – Anomalia verdadeira.	90
Figura 6.37 – Dados do satélite NOAA no formato TLE.....	92
Figura 7.1 – Gerador Solar do CBERS2 apontando para o Sol.	95
Figura 7.2 – Detalhe do modelo do satélite desenvolvido.	95
Figura 7.3 – CBERS2 no início do período sob luz solar.	96

Figura 7.4 – CBERS2 durante período sob luz solar.....	97
Figura 7.5 – CBERS2 no fim do período sob luz solar.	97
Figura 7.6 – Variação do ângulo de incidência do Sol (1 órbita do CBERS2)..	98
Figura 7.7 – Variação do ângulo de incidência do Sol (vida útil do CBERS2)..	98
Figura 7.8 – Desvio de Fase - CBERS2.....	100
Figura 8.1 – Comparativo da corrente fotogerada no SCD1.	103
Figura 8.2 – Corrente fotogerada e degradação no SCD1 de 1994 a 2011...	104
Figura 8.3 – Corrente fotogerada e degradação no SCD2 de 2003 a 2010...	104
Figura 9.1 – Telemetrias do SAG do Suprimento energia do CBERS.....	105
Figura 9.2 – Telemetria de corrente do SAG1 - CBERS1.	107
Figura 9.3 – Telemetria de corrente do SAG1 - CBERS2.	107
Figura 9.4 – Telemetria de corrente do SAG1 - CBERS2B.....	108
Figura 9.5 – Telemetria de corrente máxima do SAG1 – CBERS1.....	109
Figura 9.6 – Telemetria de corrente máxima do SAG1 – CBERS2.	109
Figura 9.7 – Telemetria de corrente máxima do SAG1 – CBERS2B.....	110
Figura 9.8 – Ângulo entre Normal Gerador Solar e o Sol – CBERS1.....	110
Figura 9.9 – Ângulo entre Normal Gerador Solar e o Sol – CBERS2.....	111
Figura 9.10 – Ângulo entre Normal Gerador Solar e o Sol – CBERS2B.	111
Figura 9.11 – Irradiância Solar incidente nas Células Solares – CBERS1.....	112
Figura 9.12 – Irradiância solar incidente nas células solares – CBERS2.....	112
Figura 9.13 – Irradiância solar incidente nas células solares – CBERS2B. ...	113
Figura 9.14 – Região da curva I x V (fonte de corrente constante).	114
Figura 9.15 – Telemetria da temperatura das células solares – CBERS1.	115
Figura 9.16 – Telemetria da temperatura das células solares – CBERS2.	115
Figura 9.17 – Telemetria da temperatura das células solares – CBERS2B...	116
Figura 9.18 – Telemetria processada da temperatura (CBERS1).....	117
Figura 9.19 – Telemetria processada da temperatura (CBERS2).....	117
Figura 9.20 – Telemetria processada da temperatura (CBERS2B).....	118
Figura 9.21 – Corrente ISG1A do SAG normalizada – CBERS1.....	120
Figura 9.22 – Corrente ISG1A do SAG normalizada – CBERS2.....	120
Figura 9.23 – Corrente ISG1A do SAG normalizada – CBERS2B.	121
Figura 9.24 – Degradação da Corrente ISG1A do SAG1A (CBERS1).....	122
Figura 9.25 – Degradação da Corrente ISG1A do SAG1A (CBERS2).....	122
Figura 9.26 – Degradação da Corrente ISG1A do SAG1A (CBERS2B).	123

Figura 10.1 – Irradiância solar incidente nas células solares – CBERS.....	125
Figura 10.2 – Hora de cruzamento com o Equador – Satélites CBERS.....	126
Figura 10.3 – Temperatura do Gerador Solar – Satélites CBERS.	127
Figura 10.4 – Telemetrias de corrente máxima do SAG1 – CBERS.	128
Figura 10.5 – Eficiência das células solares – CBERS.	129
Figura 10.6 – Corrente ISG1A do SAG normalizada – CBERS.....	130
Figura 10.7 – Corrente ISG1A x nível de Sol incidente – CBERS1.....	132
Figura 10.8 – Degradação das Correntes ISG1A do SAG – CBERS.....	133
Figura 10.9 – Degradação das Correntes ISG1A (aproximação linear).	134
Figura 10.10 – Degradação das Correntes real e teórica (CBERS).	136
Figura 10.11 – Corrente normalizada e teórica (CBERS1).	137
Figura 10.12 – Corrente normalizada e teórica (CBERS2).	137
Figura 10.13 – Corrente normalizada e teórica (CBERS2B).	138
Figura 10.14 – Degradação das Correntes (CBERS e SCD's).	139
Figura 11.1 – Cupom de testes dos satélites CBERS3&4.....	145
Figura 11.2 – Modelo elétrico do Cupom de teste do Gerador Solar (CBERS 1&2).....	147
Figura 11.3 – Detalhe das correntes do CBERS2 (TM e do modelo simulado).	148
Figura 11.4 – Modelo elétrico do Gerador Solar (CBERS1&2).....	150
Figura 11.5 – Rotina computacional do Gerador Solar (CBERS2).....	152
Figura 11.6 – Detalhe das correntes fotogeradas (CBERS2).....	154
Figura 11.7 – Modelo elétrico do Cupom de teste do Gerador Solar (CBERS 4).	155
Figura 11.8 – Modelo elétrico do Gerador Solar (CBERS 4).....	157
Figura 11.9 – Modelo elétrico do Gerador Solar do Satélite CBERS 4 (BOL e EOL).....	159
Figura 11.10 – Rotina computacional do Gerador Solar (CBERS4).....	161
Figura 11.11 – Detalhe das correntes fotogeradas (CBERS4).....	162

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
Tabela 5.1- Parâmetros elétricos da célula solar	43
Tabela 5.2- Variação dos parâmetros elétricos da célula solar com a temperatura	43
Tabela 5.3- Variação dos parâmetros elétricos da célula solar com a radiação	44
Tabela 5.4- Fatores de perda utilizados no projeto elétrico do Gerador Solar .	44
Tabela 5.5- Distribuição dos circuitos do Gerador Solar	45
Tabela 5.6- Distribuição dos circuitos do SAG1 do Gerador Solar	46
Tabela 5.7- Distribuição dos circuitos do SAG2 do Gerador Solar	47
Tabela 6.1- Radiação em órbita da Terra.....	75
Tabela 6.2- Radiações primárias e secundárias	75

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AGI	Analytical Graphics, Inc.
AM0	Air Mass Zero
AOCS	Attitude and Orbit Control Subsystem
BAT	Bateria
BCR	Battery Charge Regulator
BCC	Battery Control Charge
BDR	Regulator Discharge Regulator
BHC	Battery Heating Controller
BOL	Begin of life
BSR	Battery Switching Regulator
CBERS	China Brazil Earth Resources Satellite
CCS	Centro de Controle de Satélites
CME	Coronal Mass Ejection
DC/DC	Conversor de corrente de contínua
DD	Dano de deslocamento
DEA	Divisão de Eletrônica Aeroespacial
ECS	Experimento célula solar
EOL	End of life
ESA	European Space Agency
IMC	Injeção de Massas Coronárias
GaAs	Arseneto de Gálio
GEO	Geoestationary orbit
IMM	Inverted Metamorphic Multijunction
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
LEO	Low Earth Orbit
LIT	Laboratório de Integração e Testes
MEA	Main Amplifier Error
MECB	Missão Espacial Completa Brasileira
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NiCad	Niquel cadmium
NOAA	National Oceanic and Atmospheric Administration

PCU	Power Conditioning Unit
PDU	Power Distribution Unit
PSS	Power Supply Subsystem
SAG	Solar Array Generator
SCA	Solar Cell Assembly
SCD	Satélite de Coleta de Dados
SDO	Solar Dynamics Observatory
SEE	Single Event Effects
Si	Silício
SISP	Shanghai Institute of Space Power Sources
STK	Systems Tool Kit
TID	Total Ionizing Dose
TLE	Two Lines Element
TM	Telemetry

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Semi-eixo maior
β_I	Índice da variação da corrente com a temperatura
β_{imp}	Coeficiente da variação da corrente de máxima potência com a temperatura
β_{isc}	Coeficiente da variação da corrente de curto circuito com a temperatura
β_{vmp}	Coeficiente da variação da tensão de máxima potência com a temperatura
β_{voc}	Coeficiente da variação da tensão de circuito aberto com a Temperatura
c	Distância entre o centro da Terra e o centro da órbita
e	Excentricidade
E_g	Energia de “gap”
D	Distância Terra-Sol (em unidades astronômicas)
F	Fator de Forma
F_{dTS}	Fator de correção da irradiância solar em função distância Terra-Sol
FF	Fator de preenchimento (Fill Factor)
i	Inclinação
I	Corrente efetiva
I_0	Corrente de saturação do diodo
I_D	Corrente pelo diodo
$I_{extrapolada}$	Corrente extrapolada
I_L	Corrente fotogerada
I_{mp}	Corrente de máxima potência
I_{mp0}	Corrente de máxima potência na condição AM0
I_P	Corrente devida às perdas internas
I_{ref}	Corrente de referência

I_{sc}	Corrente de curto circuito
I_{sc0}	Corrente de curto circuito na condição AMO
$I_{telemetria}$	Corrente gerada pela telemetria
J_{mp}	Densidade de corrente de máxima potência
J_{isc}	Densidade de corrente de curto circuito
k	Constante de Boltzmann ($8,617 \times 10^{-5}$ eV/K)
m	Fator de qualidade do diodo
P_{mp}	Máxima potência
q	Carga do elétron ($1,602 \times 10^{-19}$ Coulomb)
R_p	Resistência em paralelo
η	Eficiência de conversão de energia
R_{imp}	Coeficiente da variação da corrente máxima potência com a temperatura
R_{isc}	Coeficiente da variação da corrente de curto circuito com a temperatura
R_{vmp}	Coeficiente da variação da tensão de máxima potência com a temperatura
R_{voc}	Coeficiente da variação da tensão de circuito aberto com a temperatura
R_s	Resistência série
S	Irradiância solar (W/m^2)
S_0	Irradiância solar padrão ($1367 W/m^2$)
S_{ref}	Valor da irradiância solar de referência
T	Temperatura do dispositivo
T_j	Temperatura da junção da célula
T_{ref}	Temperatura de referência
T_0	Temperatura na condição AMO ($25\text{ }^\circ\text{C}$)
v	Anomalia verdadeira
V	Tensão
V_{mp}	Tensão de máxima potência

V_{mp0}	Tensão de máxima potência na condição AM0
V_{oc}	Tensão de circuito aberto
V_{oc0}	Tensão de circuito aberto na condição AM0
ΔI_S	Varição da corrente em função da variação da irradiância solar
ΔI_T	Varição da corrente em função da variação da temperatura
ΔS	Varição da irradiância solar entre duas leituras de corrente
ω	Argumento do Perigeu
ϕ	Ângulo de incidência do Sol com a normal do Gerador Solar
Ω	Ascensão reta do nodo ascendente

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1. INTRODUÇÃO	1
1.1. Organização do Trabalho.....	3
2. PESQUISA BIBLIOGRÁFICA	5
3. HISTÓRICO DOS SATÉLITES DO INPE.....	13
3.1. Satélites SCD´s.....	13
3.2. Satélites SACI.....	15
3.3. Satélites SATEC	16
3.4. Satélites CBERS	17
4. SUPRIMENTO DE ENERGIA DOS SATÉLITES	23
4.1. Subistema de Potência dos Satélites SCD´s.....	27
4.1.1. Geração de Energia	28
4.1.2. Armazenamento de Energia.....	30
4.1.3. Condicionamento de energia	30
4.1.4. Conversão de energia	31
4.1.5. Distribuição de energia.....	31
4.2. Suprimento de Energia dos Satélites CBERS 1 2 e 2B	32
4.2.1. Conceito do subsistema	32
4.2.1.1. Gerador Solar	35
4.2.1.2. Shunt	37
4.2.1.3. BDR	38
4.2.1.4. Baterias.....	38
4.2.1.5. Conversores “DC/DC’s”	39
5. PROJETO ELÉTRICO DO GERADOR SOLAR (CBERS)	41
5.1. Células Solares.....	42
5.2. Distribuição dos módulos solares no Gerador Solar	45
6. CONCEITOS E DEFINIÇÕES FUNDAMENTAIS	49
6.1. Irradiância Solar	49
6.2. Efeito Fotovoltaico.....	54

6.3.	Eficiência da célula solar.....	59
6.4.	Albedo Terrestre	62
6.5.	Comportamento e caracterização da célula Solar.....	63
6.6.	Radiação Solar e seus efeitos.....	70
6.7.	Hora de passagem ou hora de cruzamento do satélite no Equador ...	77
6.8.	Posicionamento do satélite no espaço.....	84
6.9.	Elementos Orbitais clássicos	85
6.9.1.	Semi-eixo maior (a).....	87
6.9.2.	Excentricidade (e)	87
6.9.3.	Inclinação (i).....	88
6.9.4.	Ascensão reta do nodo ascendente (Ω).....	88
6.9.5.	Argumento do perigeu (w).....	89
6.9.6.	Anomalia verdadeira (v)	90
6.10.	TLE´s (Two Line Elements).....	90
7.	DESENVOLVIMENTO DO MODELO ORBITAL	93
7.1.	Ângulo de Incidência.....	93
7.2.	Irradiância Solar Efetiva sobre o Gerador Solar.....	101
8.	ESTUDO DA DEGRADAÇÃO DA CORRENTE FOTOPERADA (SCD´s).....	103
9.	ANÁLISE DAS TELEMETRIAS DOS SATÉLITES CBERS.....	105
9.1.	Telemetria de Corrente do SAG.....	106
9.2.	Telemetria de Corrente do SAG processada	109
9.3.	Ângulo de incidência solar	110
9.4.	Irradiância solar efetiva	112
9.5.	Considerações sobre a tensão do Gerador Solar	113
9.6.	Telemetria da temperatura do Gerador Solar.....	114
9.7.	Telemetria da temperatura do Gerador Solar processada	116
9.8.	Corrente fotoperada do SAG normalizada	118
9.9.	Degradação das correntes fotoperadas do SAG.....	121
10.	ANÁLISE COMPARATIVA DOS RESULTADOS	125
10.1.	Confrontação dos resultados com o projeto elétrico	135

10.2. Confrontação dos resultados do CBERS com os SCD's	138
11. DESENVOLVIMENTO DE ROTINAS COMPUTACIONAIS	143
11.1. Rotina computacional para o satélite CBERS2	145
11.2. Rotina computacional para o satélite CBERS4	154
12. CONCLUSÃO	163

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	166
----------------------------------	-----

1. INTRODUÇÃO

Na área espacial, custos elevados são empregados na fabricação dos diversos equipamentos que compõem o satélite. A “agressividade” do ambiente espacial e a inviabilidade de manutenção em voo obrigam o desenvolvimento de equipamentos com alto grau de confiabilidade.

Os níveis de tecnologia exigidos nesses projetos devem sempre buscar o limite, dentro das restrições impostas. Os equipamentos a cada dia alcançam novos patamares de sofisticação, agregando funcionalidades devido ao uso de componentes com alto nível de integração. O resultado dessa evolução é a incorporação dessas novas funções acompanhada da redução relativa de área e massa estrutural.

No início da corrida espacial os níveis de potência exigida pelos satélites podiam ser considerados insignificantes perto do que vemos hoje. Portanto, o aprimoramento do subsistema de suprimento de energia, passou a ser um conceito obrigatório diante desse novo cenário.

Dentro desse contexto, o estudo do comportamento elétrico dos Geradores Solares (o entendimento da variação de seus parâmetros elétricos ao longo da vida) se enquadra nessa filosofia, possibilitando elaborar projetos empregando menores margens, com resultados mais confiáveis e precisos. A possibilidade de podermos validar índices teóricos de projeto com medidas reais de voo, através das telemetrias, representa um grande avanço e maturidade para o projetista. Como os Geradores Solares utilizam grandes áreas estruturais para acondicionar as células solares (que são as responsáveis pela geração de energia para todos os equipamentos do satélite), a otimização do projeto possibilita reduzir a quantidade de células instaladas, ou, na pior das hipóteses, prever uma maior disponibilização de potência no fim de vida do satélite. No primeiro caso teremos um ganho financeiro no projeto. No segundo, uma possibilidade maior de sobrevivência ao satélite.

Na elaboração de um equipamento espacial, diversas são as competências envolvidas. O projeto elétrico é uma atividade fundamental nesse processo.

Complementando as análises iniciais, outra proposta desse trabalho foi desenvolver uma rotina computacional que proporcionasse, com maior precisão, obter os resultados do desempenho elétrico do equipamento Gerador Solar para todo o seu ciclo de vida. Uma das variáveis de entrada dessa rotina foi o resultado do estudo desenvolvido, na qual foram obtidos os índices de degradação dos parâmetros elétricos do Gerador Solar devido à radiação solar (provocados por partículas ionizantes de alta energia – prótons e elétrons). Além de serem utilizadas para os satélites CBERS, essas rotinas, após adequação de alguns parâmetros, poderão ser aplicadas para todos os projetos desenvolvidos pelo INPE.

Desde a criação em 1961 até agora, o INPE produziu e disponibilizou para lançamento três séries de satélites (SACI's, SCD's e CBERS's) e um satélite (SATEC) produzido especialmente para ser lançado junto com o Veículo lançador de satélites (VLS).

Dentre esses projetos citados, temos que desconsiderar para esse tipo de análise, os satélites SACI's e o SATEC, pois não obtiveram êxito no lançamento. Consequentemente não geraram nenhum tipo de informação que pudesse ser avaliada para as análises do Gerador Solar, ficando apenas o registro dos esforços da engenharia no desenvolvimento e produção desses satélites.

Os satélites da série SCD, já foram motivo de análise e estão registradas em Baruel (2012). Posteriormente, será apresentado um resumo desse estudo, apontando os resultados encontrados.

Portanto, análises, modelos e rotinas computacionais que serão produzidas nesse trabalho, se referem aos satélites da série CBERS (CBERS 1, 2 e 2B).

Esses satélites foram lançados com sucesso e cumpriram suas respectivas missões com êxito, indo além do tempo previsto para cada um deles.

Através do Centro de Controle e Rastreamento de Satélites do INPE (CCS) obtivemos um vasto material de telemetrias de voo. Com a correta manipulação e interpretação desses dados, e, com outros elementos de identificação do satélite no espaço (elementos orbitais), foi possível obter as curvas de degradação das correntes fotogeradas ao longo da vida útil do satélite.

1.1. Organização do Trabalho

O capítulo 1 apresenta uma introdução sobre o tema abordado no trabalho, contextualizando o cenário dos estudos e apontando os objetivos buscados.

O capítulo 2 apresenta os resultados de alguns trabalhos já desenvolvidos por algumas agências espaciais no que se refere às análises do ambiente espacial e seus efeitos, pelas partículas ionizantes, nas características elétricas das células solares.

O capítulo 3 faz uma breve explanação dos satélites já desenvolvidos pelo INPE, ilustrando algumas características básicas. Relata um pouco da história do programa espacial brasileiro, no tocante à produção de satélites. Suas conquistas, seus fracassos e a vitoriosa parceria com a China, que pode ser considerada o grande marco desse desenvolvimento.

O capítulo 4 detalha o subsistema de fornecimento de energia dos satélites. Relaciona as topologias de barramento de potência mais utilizadas e suas derivações, fazendo uma correspondência com o que foi empregado nos satélites SCD's e CBERS. Descreve de forma sucinta os equipamentos que compõem o subsistema.

O capítulo 5 enfatiza o equipamento Gerador Solar dos satélites CBERS, foco desse trabalho, ilustrando sua configuração, suas características e os detalhes do projeto elétrico.

O capítulo 6 relaciona uma série de conceitos que são de fundamental importância para os estudos realizados. São definições básicas que auxiliam a entender o universo do tema abordado e que serviram de apoio para a obtenção dos resultados finais.

O capítulo 7 se concentra na descrição do desenvolvimento do modelo orbital utilizado para a simulação do comportamento do Gerador Solar dos satélites CBERS ao longo de sua vida útil.

O capítulo 8 aponta resumidamente os resultados dos estudos da degradação da corrente fotogerada nos satélites SCD's, motivo de um trabalho de dissertação de mestrado já apresentado por Baruel (2012). Esses satélites, também foram produzidos pelo INPE e continuam operando (de forma limitada) até hoje.

Após todas as definições e considerações, o capítulo 9 entra diretamente nas análises das telemetrias dos satélites CBERS, apresentando os dados coletados e os resultados obtidos.

O capítulo 10 faz uma análise comparativa entre os três satélites para verificar a coerência das informações coletadas, confrontando os resultados, indicando as discrepâncias e apresentando as justificativas encontradas. Depois apresenta as discrepâncias entre os dados de projeto e os valores de voo. Além disso, também confronta os resultados obtidos com aqueles encontrados para os satélites SCD's, analisando as diferenças.

Por fim o capítulo 11 apresenta uma rotina computacional, desenvolvida a partir de modelos matemáticos encontrados na literatura, em função das características das células solares, cupons de testes e dos resultados dos estudos da degradação no dispositivo. Gera as correntes fotogeradas em função dessas premissas, comparando com as telemetrias de voo para validar a rotina elaborada. Além disso, simula as correntes fotogeradas para o próximo satélite do INPE (CBERS4).

2. PESQUISA BIBLIOGRÁFICA

O conhecimento do ambiente espacial, suas características e variações, são de fundamental importância para a elaboração dos projetos. As agências espaciais de vários países, ao longo dos anos, sempre se dedicaram às pesquisas buscando obter informações mais detalhadas desse ambiente. Como a tecnologia de fabricação das células solares e dos materiais utilizados no Gerador Solar foram evoluindo com o tempo, com comportamentos elétricos diferenciados para cada configuração, o trabalho de aperfeiçoamento dos modelos utilizados em Terra é incessante. Satélites foram lançados, muitas vezes, com objetivo específico de obter dados sobre os efeitos da radiação. Dessa forma, os trabalhos desenvolvidos apresentaram resultados bem variados, pois dependiam de diversos fatores, tais como, tecnologia da célula solar utilizada, espessura do vidro de proteção, temperatura de operação, altitude, tipo de estabilização do satélite, etc. A composição dessa variedade de resultados permitiram um modelamento completo do ambiente espacial, ajustando os modelos de radiação desenvolvidos, utilizados pelos projetistas dos sistemas espaciais.

Nesse trabalho, procuramos apresentar um pouco do que já foi produzido, dentro dessa diversidade, relacionando alguns estudos das principais agências espaciais.

Da agência espacial europeia (ESA) encontramos o estudo desenvolvido para o satélite "Hipparcos". Crab (1993) relaciona a degradação da corrente fotogerada desse satélite, que foi projetado para uma órbita de transferência geoestacionária (perigeu de 651 km e apogeu de 35835 km). Devido a esse tipo de órbita, foi submetido a severos níveis de radiação. Era composto por células solares de Silício (Si) e de Arseneto de Gálio (GaAs). O resultado da degradação da corrente de curto circuito das células de Silício é apresentado na Figura 2.1:

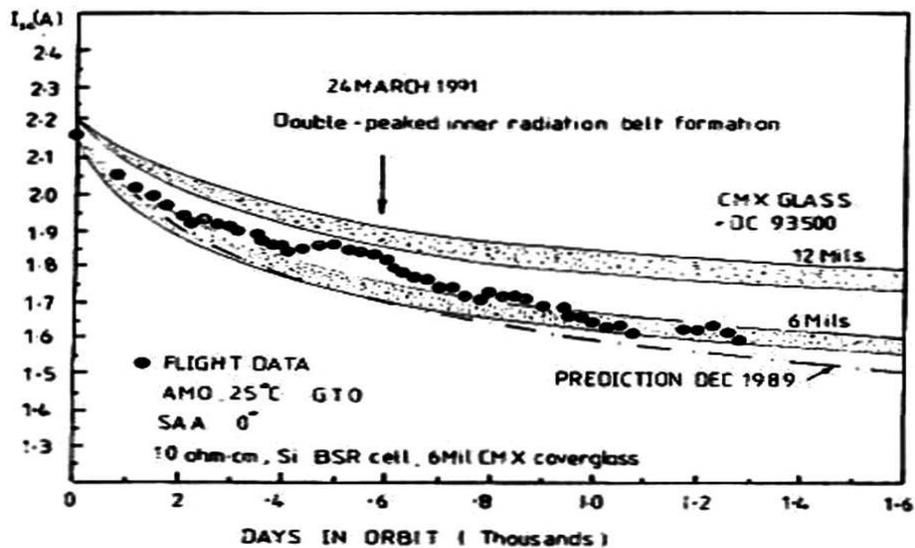


Figura 2.1 – Dados de voo e teóricos do satélite “HIPPARCO”.

Fonte: Crab (1993).

Os valores das telemetrias de voo obtidos para a corrente de curto circuito ficaram bem próximos dos valores teóricos previstos. Podemos observar pelo gráfico apresentado que no período aproximado de 1300 dias (3,56 anos) a degradação da corrente de curto circuito fotografada foi em torno de 27 % (caindo de 2,18 A para 1,6 A). É interessante observar na figura acima que por volta do dia 590 (contado a partir do lançamento) houve uma rápida descontinuidade nos dados que pode ser relacionado com uma súbita variação dos ventos solares.

A agência espacial japonesa (NASDA) lançou alguns satélites com objetivos de avaliar os efeitos da radiação solar sobre as células solares. Kawasaki et al. (1994) relata em seu trabalho os resultados obtidos com o satélite ETS-V (Engineering Test Satellite – V). Esse satélite carregava na sua estrutura células de Silício (Si) e de Arseneto de Gálio (GaAs), numa órbita geoestacionária. A Figura 2.2 mostra o resultado da corrente de curto circuito normalizada para dois tipos de células de Silício (diferentes espessuras) e para a célula de Arseneto de Gálio.

A normalização do parâmetro significa transformar seu valor para uma condição padrão. Nesse caso, os valores da corrente de curto circuito, obtidos em diferentes instantes são calculados considerando as mesmas condições ambientais para todas as medidas (mesma temperatura e irradiância solar).

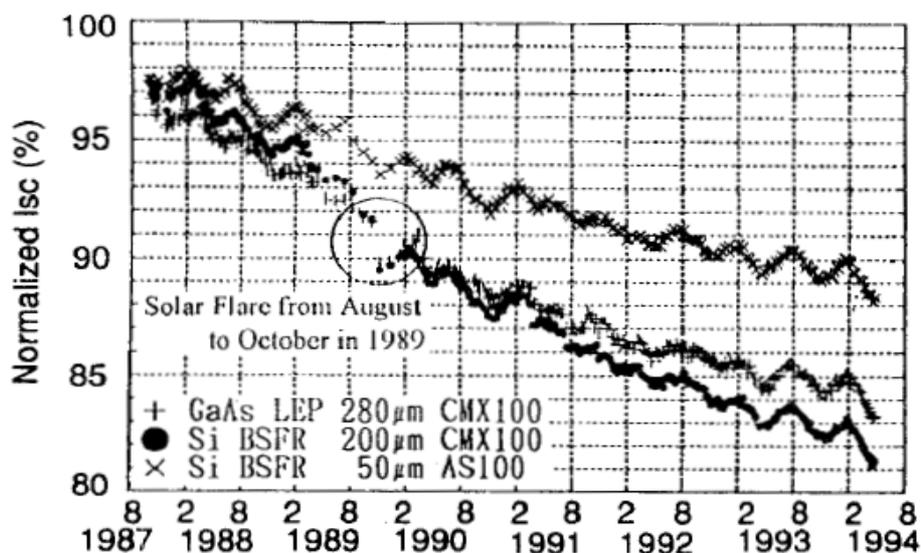


Figura 2.2 – Dados de voo do satélite “ETS-V”.

Fonte: Kawasaki et al. (1994).

Os resultados possibilitaram verificar os efeitos da degradação sobre as células solares de Silício com tecnologia de fabricação diferente. De 1987 a 1994 (sete anos), as células de Silício com espessura menor (50 µm) apresentaram degradação em torno de 10 %, enquanto que as células de Silício mais espessas (200 µm) o valor da degradação foi em torno de 17 %. Podemos observar ainda uma descontinuidade na curva entre agosto e outubro de 1989. Conforme indicado na figura acima, esse fenômeno foi provocado por explosões solares nesse período.

A agência espacial americana (NASA) também desenvolveu uma variedade de satélites com a finalidade de obter mais informações sobre a radiação presente no ambiente espacial. Ray et al. (1996) apresenta os resultados de voo de um

satélite desenvolvido especialmente para esse fim. O satélite “Air Force APEX” era composto por um experimento “PASP Plus” (Photovoltaic Array Space Power Plus Diagnostics) que continha diferentes módulos solares com diferentes tipos de células cada um (Si, GaAs, InP, amorphous Si, AlGaAs/GaAs, GaAs/CIS e GaAs/GaSb). Um dos objetivos desse satélite era verificar a degradação devido à radiação solar desses diferentes tipos de células e compará-las com os modelos teóricos. O satélite realizava uma órbita elíptica (2552 x 362 km) que permitia que o gerador solar recebesse uma elevada dose de radiação. As telemetrias obtidas em voo geraram valores de potência normalizados que estão apresentadas na Figura 2.3:

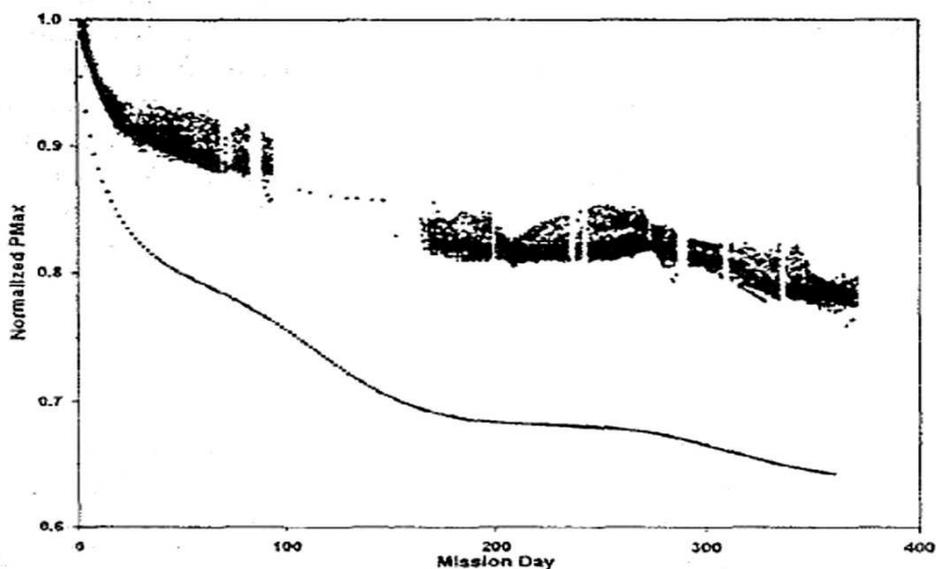


Figura 2.3 – Dados de voo e teóricos do satélite “Air Force APEX”.

Fonte: Ray et. al (2006).

Podemos estimar que houve uma degradação em torno de 18 % no ponto de potência máxima enquanto que se previa valores de degradação próximos de 65 % para esse parâmetro. A linha inferior representa a curva dos valores teóricos de potência previstos para o período de vida, enquanto que a sequência de pontos superior representam os valores da potência normalizada, obtida com os dados de telemetria. Sendo assim, constatou-se que os cálculos

teóricos estimados para a potência gerada pelas células de Silício foram bem inferiores aos dados reais. Esse fato apontou para valores superestimados para a radiação solar incidente nas células, contribuindo para um ajuste dos modelos utilizados.

Outro estudo de um satélite americano foi elaborado por Marvin (2006) que relatou os resultados de voo referentes à degradação das células solares provocada pela radiação solar incidente sobre o satélite “ASCOT” (Advanced Solar Cell Orbital Test). Foi outro satélite desenvolvido especialmente para testes de diferentes tipos de células solares (células de Silício (Si), Arseneto de Gálio (GaAs) e de Arseneto de Gálio com disseleneto de Índio e Cobre (GaAs/CIS)). Sua órbita foi prevista para que sofresse um alto fluxo de radiação em um tempo reduzido, possibilitando antecipar as análises. O resultado da degradação dos parâmetros básicos da célula solar de Silício (P_m – potência máxima, V_{oc} – tensão de circuito aberto e I_{sc} – corrente de curto circuito) de duas amostras (A1 e B1), juntamente com os valores teóricos previstos, são apresentados na Figura 2.4:

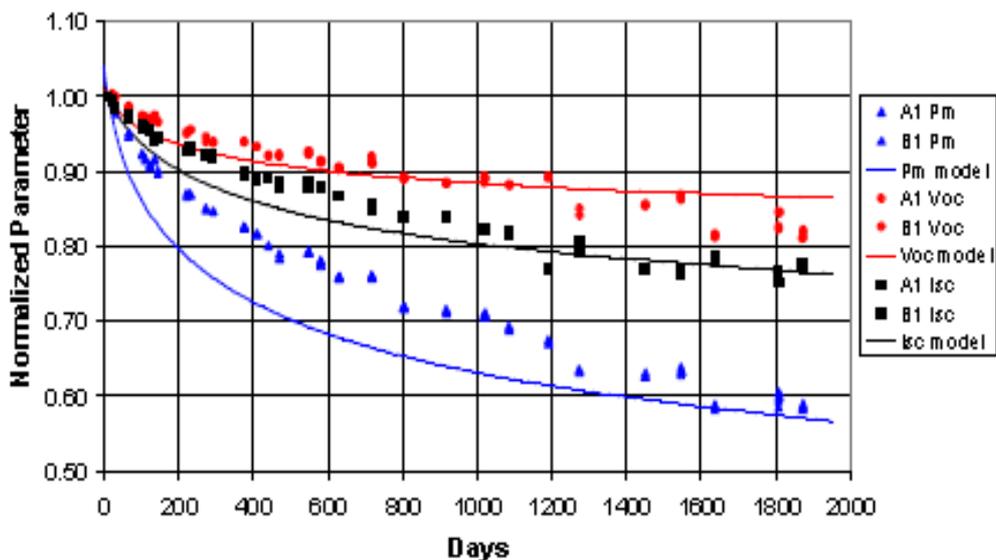


Figura 2.4 – Dados de voo e teóricos do satélite “ASCOT” (Silício).

Fonte: Marvin (2006).

Também podemos observar nesse trabalho que a previsão de degradação para a corrente de curto circuito (Isc) das células de Silício (curva preta), baseada nos modelos teóricos, foi de certa forma superestimada, principalmente nos primeiros anos de vida do satélite. O mesmo pode ser dito para as células de Arseneto de Gálio, onde a degradação apresentada com os resultados de voo ficaram abaixo do previsto. A Figura 2.5 apresenta os resultados para essas células:

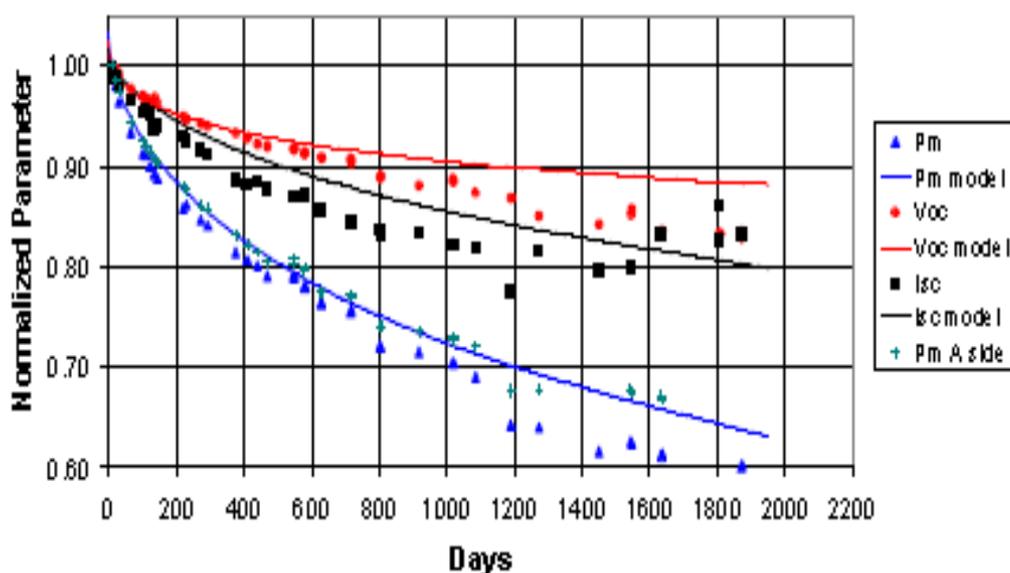


Figura 2.5 – Dados de voo e teóricos do satélite “ASCOT” (GaAs).

Fonte: Marvin (2006).

Embora essa tecnologia de células solares já não é as mais utilizadas nos satélites atuais (substituídas por células mais eficientes de três ou mais junções), esses estudos ainda são de extrema relevância, pois a maioria dessas novas células possuem o Arseneto de Gálio na sua composição final.

A China também realizou o levantamento de informações dos níveis de radiação solar através do satélite denominado “Chinese satellite”. Gao et al. (2012) apresentou um estudo da degradação das células solares através das telemetrias de voo. Era um satélite com características bem similares às dos

satélites CBERS1,2 e 2B (Orbita LEO / Altitude 779 km / Inclinação 98° / células solares de Silício com vidros de proteção de 120µm de espessura). Os dados de voo da potência normalizada foram comparados com os valores teóricos (calculados em função da radiação acumulada prevista), resultando nas curvas apresentadas na Figura 2.6:

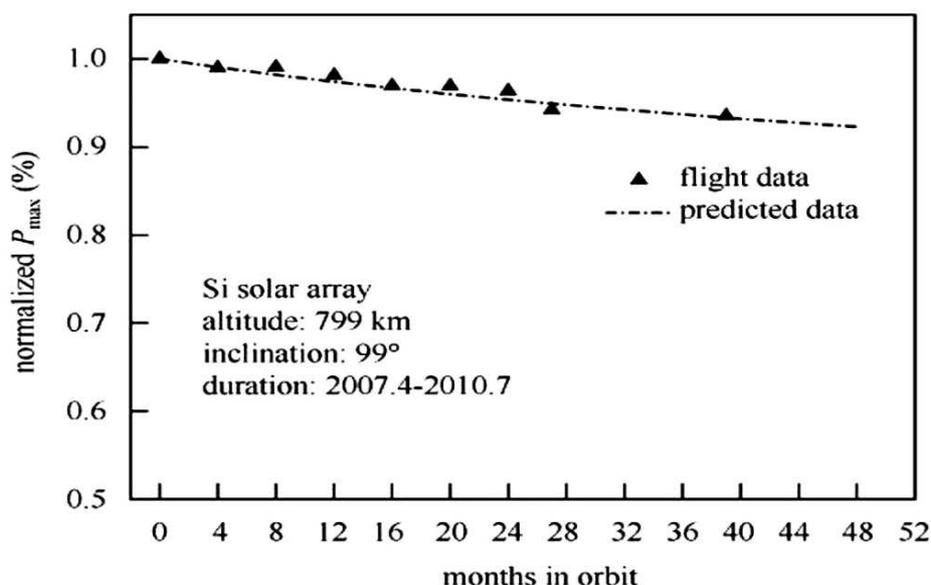


Figura 2.6 – Dados de voo e teóricos do satélite “chinese satellite”.

Fonte: Gao et al. (2012).

Podemos notar na figura acima que os dados de voo estão em conformidade com os valores previstos em projeto. Com uma vida de um pouco mais de três anos, esse satélite apresentou uma degradação na potência máxima gerada por volta de 6 %.

Por fim, podemos mencionar o trabalho desenvolvido em satélites brasileiros. Baruel (2012) analisou as variações das correntes fotogeradas em função dos efeitos da radiação solar para os satélites “SCD’s”. A Figura 2.7 ilustra o resultado da variação da corrente fotogerada normalizada para o satélite SCD1 em um período de sua vida:

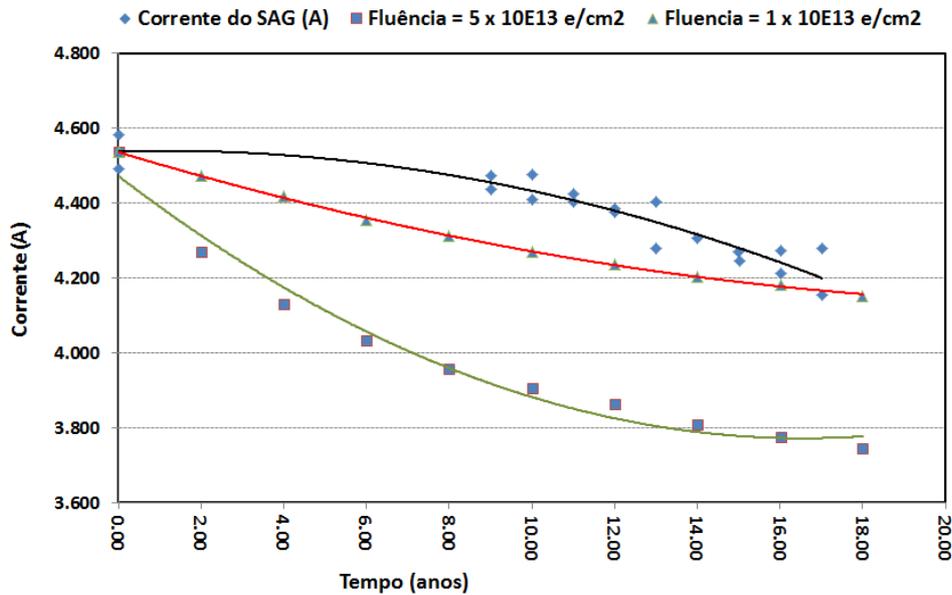


Figura 2.7 – Dados de voo e simulado do satélite “SCD1”.

Fonte: Baruel (2012).

Os resultados obtidos para a degradação das células solares indicaram valores bem menores que o previsto em projeto. Para esse projeto, havia uma previsão inicial que a dose acumulada da radiação sobre as células solares seria em torno de $5,0 \cdot 10^{13}$ e/cm², o que resultaria em valores de corrente fotogerada conforme a curva (verde) apresentada na figura acima. Os resultados apresentados mostraram que foi uma estimativa muito conservadora, resultando em valores de correntes bem superiores. Esse trabalho será apresentado com um pouco mais de detalhes em capítulos posteriores, apontando algumas características que serão relacionadas, e posteriormente confrontadas com os resultados obtidos para os satélites CBERS.

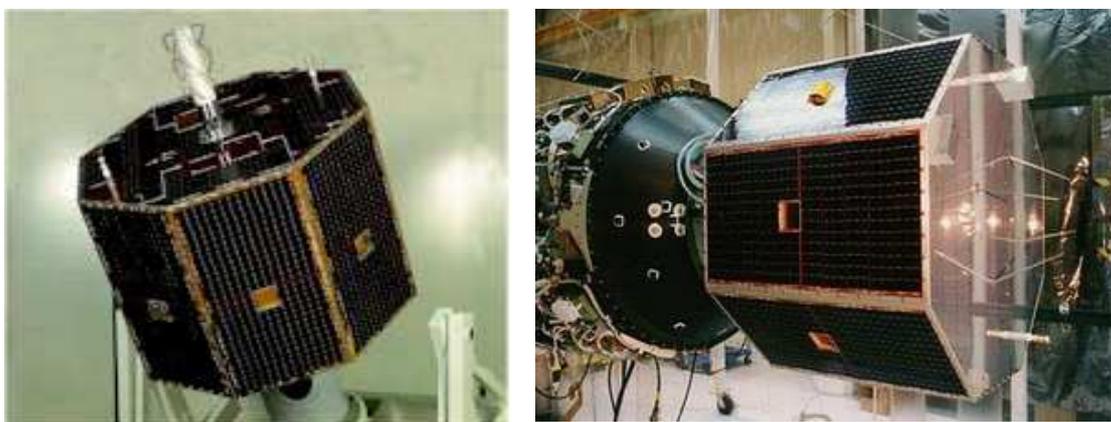
Todos esses trabalhos e muitos outros que foram desenvolvidos permitiram um melhor ajuste nos modelos de radiação que são utilizados hoje em dia nos projetos espaciais. Cada um deles, com suas peculiaridades (células solares com diferentes tecnologias, órbitas distintas, etc.), e, conseqüentemente resultados diferentes para os índices de degradação, contribuiu para esse processo.

3. HISTÓRICO DOS SATÉLITES DO INPE

Em 1979, com a aprovação da MECB (Missão Espacial Completa Brasileira) ficou estabelecido que o INPE desenvolveria satélites de coletas de dados e de sensoriamento remoto. Nesse contexto, dentro de seu programa de satélites, o INPE desenvolveu e lançou três séries de satélites: SACI, SCD e CBERS. Houve ainda o desenvolvimento e fabricação do satélite tecnológico SATEC que nem chegou a ser lançado devido ao grave acidente com o veículo lançador, três dias antes do lançamento.

3.1. Satélites SCD's

Os satélites de coletas de dados (SCD's) desenvolvidos pelo INPE foram fundamentais para o desenvolvimento das atividades espaciais no Brasil. Os satélites SCD1 e SCD2 foram lançados pelo foguete americano "Pégasus" que estava acoplado ao avião B-52, em fevereiro de 1993 e outubro de 1998, respectivamente. Ambos obtiveram sucesso no lançamento. A Figura 3.1 apresenta os satélites SCD1 e SCD2:



(a)

(b)

Figura 3.1 – Satélites SCD1 (a) e SCD2 (b).

Fonte: Souza (2003).

Com tempo de vida previsto para 01 e 02 anos, respectivamente, os satélites SCD1 e SCD2 foram muito além do esperado e ainda continuam parcialmente

operando. Além de coletar dados ambientais, levam a bordo o Experimento Célula Solar (ECS), desenvolvidos pelo Laboratório Associado de Sensores e Materiais (LAS-INPE), em São Jose dos Campos. Esse experimento tem como objetivo estudar o comportamento das células solares sob o efeito de radiação por partículas ionizantes e também permite o estudo do Albedo terrestre. Os resultados estão apresentados em Veissid et al. (2010).

O terceiro satélite dessa série, o SCD2A, foi desenvolvido com sobra de matérias de seus antecessores e um dos objetivos era ser o primeiro satélite a ser lançado pelo Veículo Lançador de Satélites brasileiro (VLS). Em novembro de 1997, segundos após o lançamento, por conta de uma falha de ignição em um dos propulsores do primeiro estágio do foguete, houve o comando para autodestruição do foguete, ocasionando a perda do satélite. A Figura 3.2 ilustra o satélite SCD2A em testes no INPE:

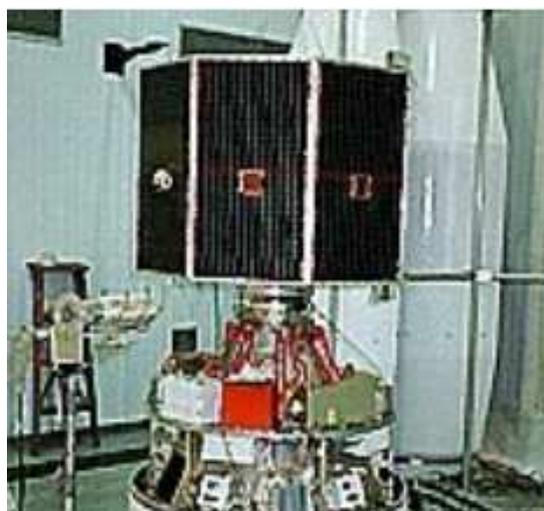


Figura 3.2 – Satélite SCD2A.

Fonte: INPE.DEA (2012).

Apesar dessa fatalidade, o projeto de satélites da família SCD é considerado um grande orgulho para o INPE, visto que dois deles (SCD1 e 2) continuam em operação até os dias atuais.

3.2. Satélites SACI

Os microssatélites SACI's foram desenvolvidos em paralelo ao desenvolvimento dos satélites CBERS 1&2. Eram equipados com diversos experimentos científicos e para a geração de energia utilizavam células de Arseneto de Gálio (GaAs /Ge). De acordo com Neri et al. (1996), o satélite SACI1 foi projetado para uma órbita polar com 750 km de altitude. A massa total do satélite em torno de 60 Kg e suas dimensões aproximadas de 640 x 470 x 470 mm. Em outubro de 1999 o SACI1 foi lançado pelo foguete chinês "Longa Marcha", de carona com o satélite CBERS1. Devido à falha interna do satélite nenhum dado foi recebido em Terra, e, após inúmeras tentativas de comunicação, a missão foi considerada perdida. O SACI2 foi planejado para ser a segunda tentativa de lançamento através do foguete brasileiro "VLS". Ao contrário do SACI1 na qual o Gerador solar foi fabricado no exterior, o SACI2 foi fabricado por empresas nacionais. Por simplificação de projeto, houve uma modificação de conceito, eliminando o sistema de abertura com a alocação das células solares na estrutura fixa do satélite. No dia do lançamento, dezembro de 1999, por conta de uma falha no sistema pirotécnico do 2º estágio do foguete, houve a necessidade de autodestruição por telecomando, explodindo o foguete, e, conseqüentemente destruindo o satélite. A Figura 3.3 apresenta os satélites SACI1 e SACI2, respectivamente:



(a)



(b)

Figura 3.3 – Satélites SACI1 (a) e SACI2 (b).

Fonte: INPE.DEA (2012).

3.3. Satélites SATEC

O SATEC foi um satélite de baixo custo de desenvolvimento, sem experimentos científicos, desenvolvido especialmente para ser integrado ao Veículo Lançador de Satélites brasileiro, na sua terceira tentativa de sucesso. A carga útil consistia de um GPS (Global Positioning System) com um transmissor de banda S. Como a prioridade era a redução de custos, utilizava em sua estrutura algumas peças de missões anteriores. De acordo com Almeida et al. (2006) era um satélite de forma retangular com aproximadamente 670 mm x 670 mm x 740 mm com massa em torno de 64 kg. As quatro faces laterais eram cobertas com células solares de Silício. A Figura 3.4 mostra o SATEC durante uma seção de testes no laboratório do INPE:

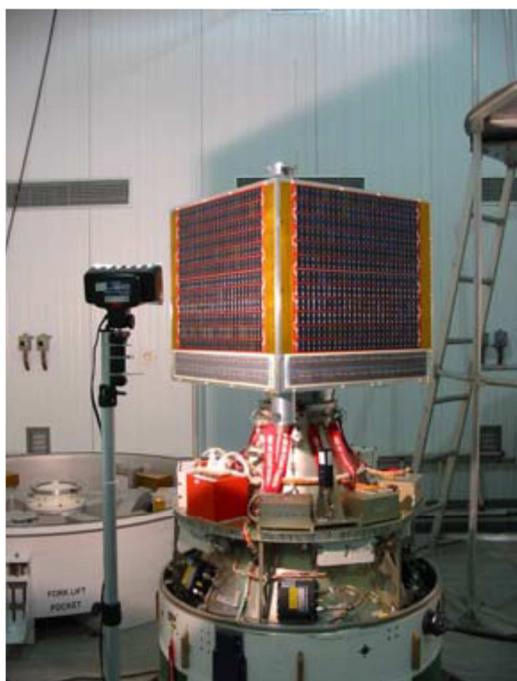


Figura 3.4 – Satélite SATEC.

Fonte: INPE.DEA (2012).

Em 22 de agosto de 2003, três dias antes do lançamento previsto do satélite, houve a explosão na base de lançamento do veículo lançador que ocasionou na sua destruição total, e, conseqüentemente do satélite que estava acoplado a ele.

3.4. Satélites CBERS

O Programa CBERS nasceu de uma parceria inédita entre Brasil e China no setor técnico-científico espacial. Com isto, o Brasil ingressou no seleto grupo de Países detentores da tecnologia de geração de dados primários de sensoriamento remoto (INPE, 2011).

Um dos frutos dessa cooperação foi a obtenção de uma poderosa ferramenta para monitorar seu imenso território com satélites próprios de sensoriamento remoto, buscando consolidar uma importante autonomia neste segmento. Eles contemplavam o desenvolvimento e construção de dois satélites de sensoriamento remoto que também levasse a bordo, além das câmeras Imageadoras, um repetidor para o sistema Brasileiro de Coletas de Dados Ambientais.

O perfeito funcionamento dos CBERS1 e CBERS2 produziu efeitos imediatos. Em 2002, ambos os governos decidiram expandir o acordo e incluir outros dois satélites da mesma categoria, os satélites CBERS3&4, como uma segunda etapa da parceria Sino-Brasileira.

Com a produção do CBERS4, estaria garantida a continuidade do programa, mantendo o serviço de distribuição de imagens aos usuários. Porém, o desenvolvimento do CBERS4, por motivos diversos, sofreu um atraso. Em função disso, um novo acordo foi firmado entre os dois países. Produzir um satélite no qual seria utilizada boa parte dos equipamentos de voo (sobressalentes) dos satélites CBERS1&2. Equipamentos que não tivessem sobressalentes qualificados ou já deteriorados seriam reproduzidos. Surgiu então o satélite CBERS2B que apesar da forma intempestiva que foi desenvolvido, cumpriu adequadamente sua missão.

A família de satélites de sensoriamento remoto CBERS trouxe significativos avanços científicos ao Brasil. Essa significância é atestada pelos mais de 70.000 usuários de mais de 3.000 instituições que foram cadastrados como

usuários ativos do CBERS, e também nas mais de 800.000 imagens do CBERS distribuídas. No país, praticamente todas as instituições ligadas ao meio ambiente e recursos naturais foram usuárias das imagens do CBERS (INPE, 2011).

As imagens transmitidas tornam-se importantes meios no mapeamento ou monitoramento na agricultura, silvicultura, recursos hídricos, recursos terrestres, planejamento urbano, fiscalização ambiental, prevenção e mitigação de calamidades naturais, dando valiosas contribuições para o desenvolvimento econômico social sino-brasileiro (DE OLIVEIRA, 2009).

O primeiro satélite da série CBERS lançado foi o CBERS1, em 14 de outubro de 1999. As últimas telemetrias recebidas foram no dia 12 de agosto de 2003.

O segundo satélite lançado foi o CBERS2, em 21 de outubro de 2003. As últimas telemetrias obtidas foram recebidas no dia 14 de janeiro de 2009.

Eram compostos de dois módulos:

- Módulo de carga útil: que acomodavam os sistemas ópticos (CCD – Câmera Imageadora de alta resolução, IRMSS – Imageador por Varredura de Média Resolução e WFI – Câmera Imageadora de Amplo Campo de Visada) usados para observação da Terra e o repetidor para o sistema brasileiro de coletas de dados ambientais.
- Módulo de serviço: que continham os equipamentos que asseguram o suprimento de energia, os controles, as telecomunicações e demais funções necessárias à operação do satélite.

A Figura 3.5 apresenta os satélites CBERS1 e CBERS2, com o corpo central comportando os dois módulos sobrepostos e o Gerador Solar com uma asa móvel:

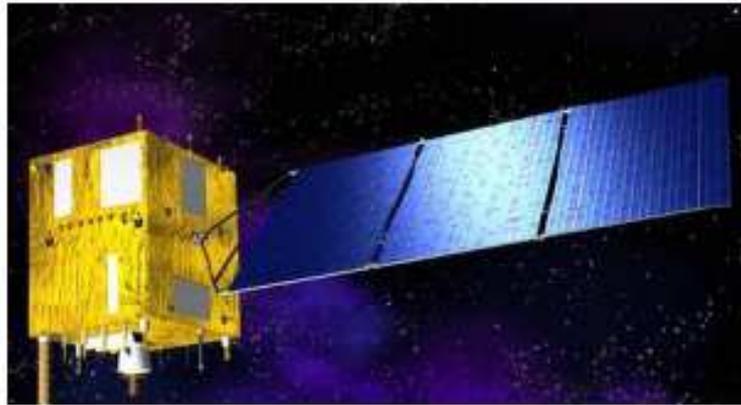


Figura 3.5 – Satélites CBERS1 e CBERS2.

Fonte: Souza (2003).

O terceiro satélite lançado foi o CBERS2B, em 19 de setembro de 2007. As últimas telemetrias obtidas foram recebidas no dia 16 de abril de 2010. Esse satélite era muito semelhante aos satélites CBERS1 e CBERS2. A câmera IRMSS foi substituída pela HC (Câmera Pancromática de Alta Resolução). Para que essa câmera pudesse cumprir os rigorosos requisitos de apontamento para a obtenção das imagens de alta resolução, ele teve que dispor de uma melhoria significativa no sistema de controle e atitude. Isso foi realizado com a instalação de um receptor GPS e de um sensor de estrelas. A Figura 3.6 ilustra o satélite CBERS2B:



Figura 3.6 – Satélite CBERS2B.

Fonte: INPE (2011).

Desconsiderando essas diferenças indicadas na carga útil desses satélites, algumas características comuns entre eles podem ser relacionadas (DE OLIVEIRA, 2009).

- Massa total: ~ 1450 kg;
- Potência gerada: ~ 1100 W (no final de vida nas piores condições de órbita);
- Dimensões do corpo principal: ~ (1,8 x 2,0 x 2,2) metros;
- Gerador Solar em posição orbital: ~ (6,3 x 2,6) metros;
- Fonte de energia primária: células solares de Silício (fabricação SISP-China) com eficiência em torno de 13%;
- Fonte de energia secundária: baterias de NiCd com capacidade de 60 A/hora;
- Sistema de propulsão: hidrazina como combustível;
- Sistema de estabilização: estabilização em três eixos;
- Órbita: heliossíncrona;
- Altitude: ~ 778 km;
- Inclinação: ~ 98°;
- Cobertura completa da Terra: ~ 26 dias;
- Tempo previsto para a missão: dois anos.

O sucesso das missões anteriores possibilitou um novo acordo entre Brasil e China para o desenvolvimento de novos satélites da série CBERS. Os satélites CBERS-3 e 4 representam uma evolução em relação aos satélites CBERS1, 2

e 2B. Para esses satélites foram utilizadas no módulo de carga útil quatro câmeras (Câmera PanMux - PANMUX, Câmera Multi Espectral - MUXCAM, Imageador por Varredura de Média Resolução - IRSCAM, e Câmera Imageadora de Amplo Campo de Visada - WFICAM) com desempenhos geométricos e radiométricos melhorados. Além disso, as células de Silício foram substituídas por células de tripla junção (GaInP/InGaAs/Ge) que apresentam uma maior eficiência de conversão (~ 27,5 %), resultando em mais potência gerada pelo o satélite. A Figura 3.7 ilustra os satélites CBERS3&4:

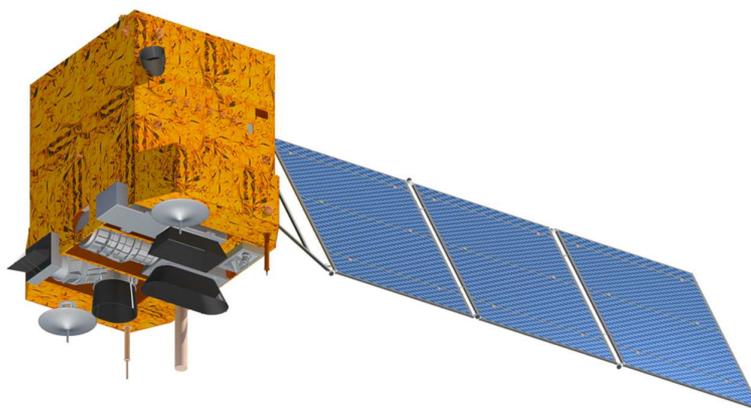


Figura 3.7 – Satélites CBERS3&4.

Fonte: INPE (2011).

Em dezembro de 2013, o CBERS3 foi lançado. Num curto período de tempo, as informações sobre o sucesso da missão foram animadoras, com a abertura do Gerador Solar e outras atividades programadas. Porém, devido a problemas no lançador chinês (Longa Marcha 4B), ocorreu uma falha no posicionamento do satélite em sua órbita, o que fez com ele não alcançasse a velocidade desejada para se manter na trajetória prevista, com a consequente reentrada na atmosfera, ocasionando sua perda. Essa tentativa frustrada fez com que a fabricação e testes do satélite CBERS4 fossem acelerados, antecipando a data do lançamento.

4. SUPRIMENTO DE ENERGIA DOS SATÉLITES

O subsistema de suprimento de energia (PSS) dos satélites é o responsável pela geração, armazenamento, conversão e distribuição de energia para todos os equipamentos.

Diversas são as topologias que podem ser utilizadas no desenvolvimento do subsistema. Um estudo inicial deve ser realizado para avaliar as características de cada uma delas e encontrar a mais adequada para a missão. Esse estudo envolve alguns aspectos tais como: custo, confiabilidade, massa, tipo de órbita, tempo de eclipse, potência mínima, características das cargas úteis, entre outros.

A definição dessa topologia impacta diretamente na concepção e desenvolvimento do Gerador Solar, definindo a forma de operação e suas características de fabricação.

Podemos dividir basicamente as topologias do suprimento de energia em duas categorias consideradas clássicas: Barramento Regulado e Barramento Não Regulado.

Na literatura encontramos uma infinidade de variações de configuração dentro dessas duas categorias. Com a evolução tecnológica de componentes e equipamentos eletrônicos, novas propostas vêm sendo desenvolvidas e testadas para as mais variadas missões.

a) Topologia com Barramento Não Regulado:

A topologia com Barramento Não Regulado se caracteriza pela simplificação do subsistema de potência. Disponibiliza no barramento a potência dentro de uma faixa variável de tensão. Portanto, transfere para as cargas a função de regulação, pois elas precisam de níveis fixos de tensão para funcionamento da maioria de seus circuitos internos.

As duas variações dessa topologia mais conhecidas são: Seguidor de Potência Máxima (The Maximum Power Point Tracker - MPPT) e Barramento de Potência com Tensão Não Regulada (The Unregulated Power Bus Voltage).

O Seguidor de potência máxima, como o próprio nome indica, realiza o rastreamento da máxima potência que pode ser obtida do Gerador Solar. Exige um circuito com malha de realimentação capaz de realizar essa função. Não há conexão elétrica direta entre o Gerador Solar e a Bateria. Um circuito de condicionamento de potência se encarrega de fornecer energia para as diversas cargas e realizar o controle de carga das baterias. A Figura 4.1 mostra a configuração dessa topologia:

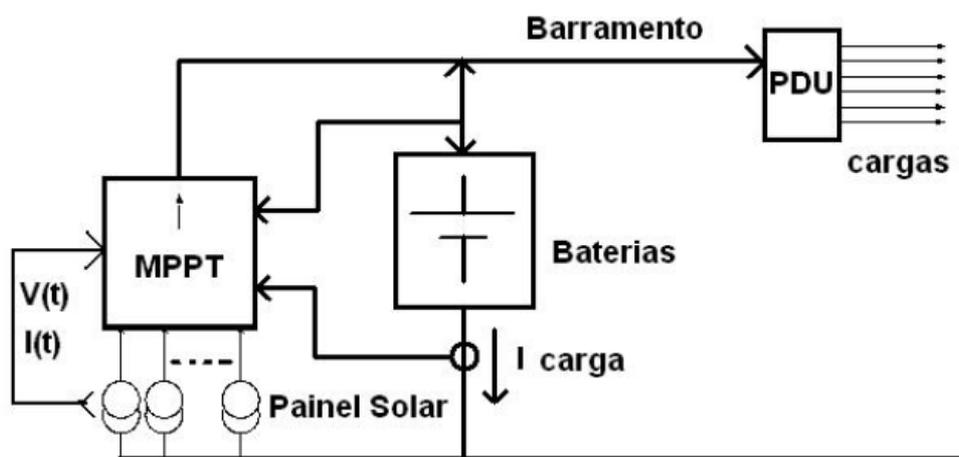


Figura 4.1 – Topologia MPPT.

Fonte: Freire (2009).

Apesar de aproveitar a máxima energia proveniente do sol, essa topologia insere uma eletrônica de controle que gera certa complexidade ao subsistema de potência. Esse controle pode ser implementado de diversas maneiras, porém sempre objetivando alcançar a potência máxima do Gerador Solar. Normalmente essa solução é adotada em condições especiais onde temos grandes variações de iluminação solar ou em missões onde o tempo de carga das baterias é muito pequeno, impondo para o subsistema o máximo aproveitamento da potência gerada.

A outra forma mais simples de Barramento Não Regulado, porém menos eficiente, é o Barramento de Potência com Tensão não Regulada. A diminuição da eficiência se deve ao fato de que o sistema não obtém a máxima energia disponível do Gerador Solar, pois ele irá operar acompanhando a variação da tensão da bateria, oscilando em torno do seu ponto de máxima. Dessa forma, a potência fornecida será, na média, menor que a capacidade máxima do Gerador Solar. Porém, elimina a complexidade do circuito de controle de rastreamento de máxima potência. O equipamento SHUNT distribui potência para o Barramento e controla a carga da bateria no período solar, conforme mostrado na Figura 4.2:

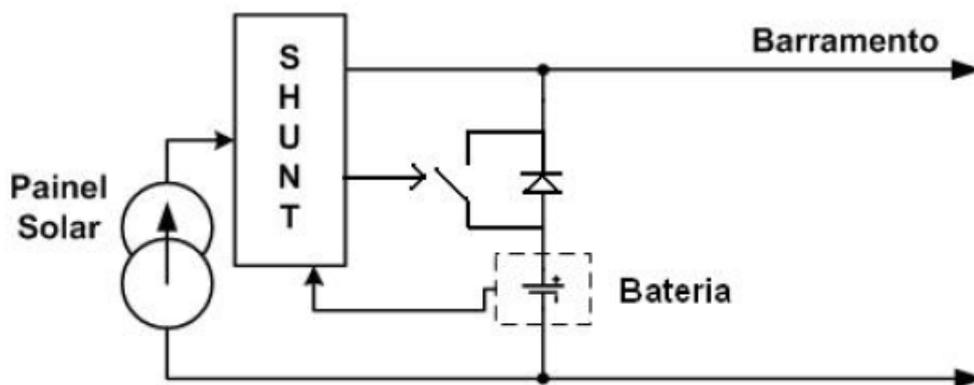


Figura 4.2 – Barramento de potência com Tensão não Regulada.

Fonte: Freire (2009).

b) Topologia com Barramento Regulado

Ao contrário do Barramento Não Regulado, essa topologia impõe mais complexidade ao subsistema, exigindo novos equipamentos. Por outro lado, disponibiliza para o barramento a potência numa tensão fixa, simplificando o projeto das cargas úteis.

Podemos subdividi-la em Barramento de Potência Regulada e Barramento de Potência Híbrido.

O Barramento de Potência Regulada possui uma unidade de controle de potência (PCU) que é formada pelo SHUNT (controla a energia gerada pelo Gerador Solar), BCR (controla a carga da Bateria) e BDR (Regulação do barramento). A interação entre esses três reguladores permite disponibilizar no barramento uma tensão altamente regulada para as cargas úteis. A Figura 4.3 ilustra o diagrama dessa topologia:

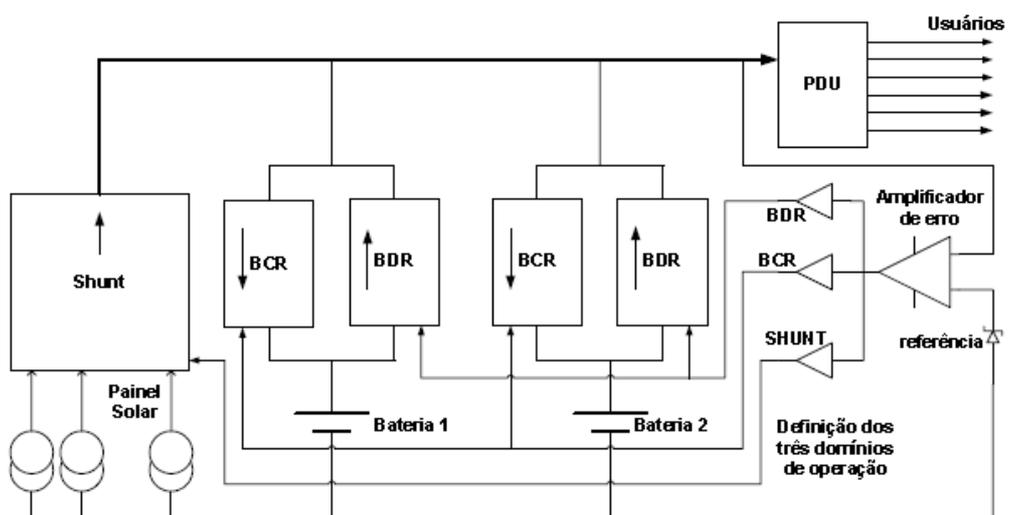


Figura 4.3 – Barramento de Potência Regulado.

Fonte: Freire (2009).

Pode-se notar pelo diagrama acima que essa topologia introduz novos equipamentos para o controle. Conseqüentemente, impõe um aumento de massa e custos para o subsistema. Essa topologia foi utilizada nos satélites SCD's, com algumas variações na implementação.

A outra forma clássica de Barramento Regulado é o Barramento de Potência Híbrido que também se caracteriza pela complexidade. Foi adotada no suprimento de energia dos satélites da série CBERS. Propõe a divisão do Gerador Solar em duas partes distintas. Uma parte é conectada as Baterias, através do controlador de carga. Dessa forma, sua tensão de operação varia com a carga e descarga das baterias (seção menos eficiente) e a outra parte é conectada diretamente a um regulador que impõe uma tensão fixa de operação

ao Gerador Solar (seção mais eficiente). Essa combinação de características faz com que a torne uma topologia Híbrida. A Figura 4.4 ilustra essa topologia:

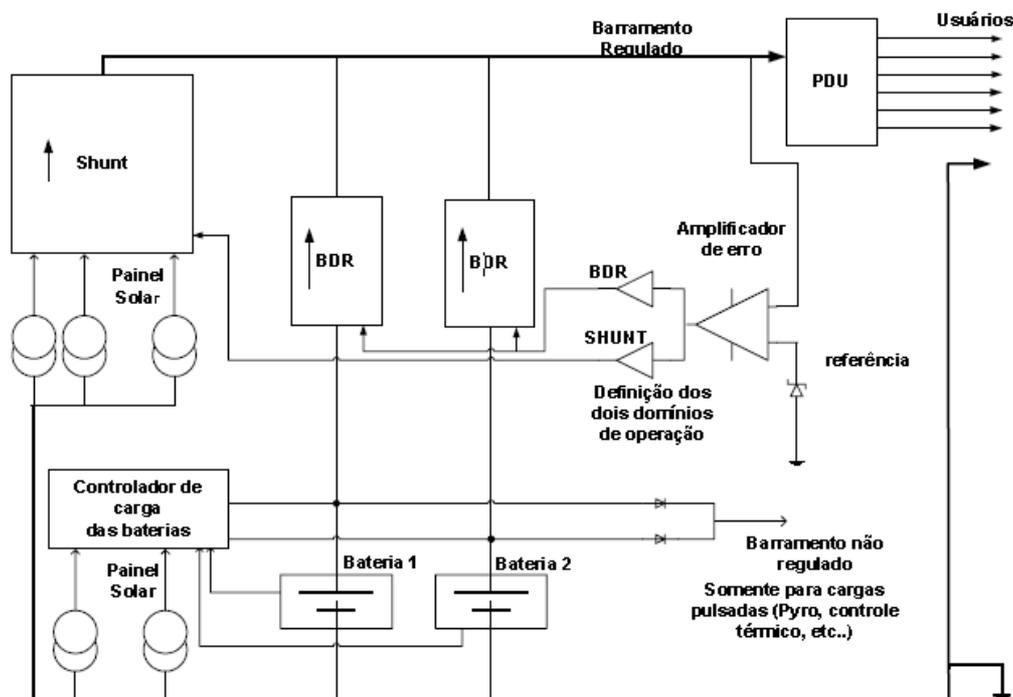


Figura 4.4 – Barramento Híbrido.

Fonte: Freire (2009).

Ela difere essencialmente da anterior no aspecto de que o regulador de carga da bateria (BCR) é substituído por um painel solar dedicado e um carregador não dissipativo, bastante simples e específico para a carga da bateria. Admite ainda que um barramento não regulado seja derivado diretamente da Bateria, permitindo a alimentação daquelas cargas menos nobres (cargas pulsadas do tipo pirotécnico e controle térmico) (FREIRE, 2009).

4.1. Subsistema de Potência dos Satélites SCD's

Como mencionado no tópico anterior, o subsistema de potência dos satélites SCD's utilizam uma topologia de Barramento Regulado, ou seja, fornece no barramento uma tensão regulada em torno de 27 volts. Comparada com a topologia clássica descrita, ela apresenta uma característica especial. O

Gerador Solar possui uma derivação bem próxima do ponto central que se conecta ao equipamento SHUNT. Dessa forma podemos caracterizar essa topologia como Barramento Regulado com SHUNT parcial, que é uma das muitas variações da topologia com barramento regulado. É indicada para satélites de baixa potência, pois o SHUNT linear é um dispositivo muito dissipativo. Esse é o motivo principal para que se utilize a menor fração possível do Gerador para o SHUNT e que ainda consiga realizar a regulação com segurança. O controle ativo nessa seção é que regula a tensão do barramento. Por outro lado, não há no controle nenhum elemento trabalhando em alta frequência. Essa característica é muito importante para satélites que utilizam experimentos científicos, visto que elementos trabalhando em altas frequências introduzem ruídos na linha de alimentação, o que não é recomendado para esse tipo de carga. A Figura 4.5 apresenta um diagrama em blocos do subsistema de potência:

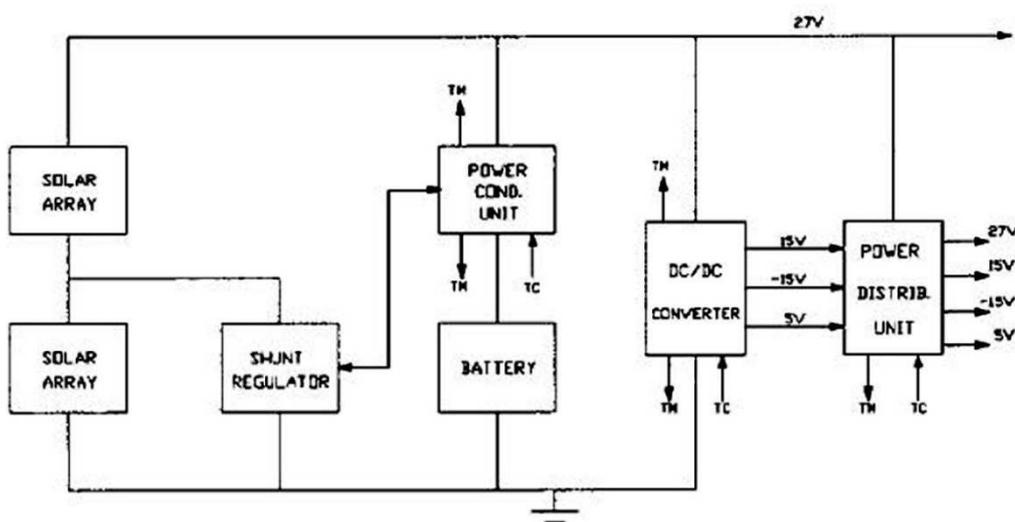


Figura 4.5 – Diagrama em blocos do PSS dos satélites SCD's.

Fonte: INPE (1994a).

4.1.1. Geração de Energia

O equipamento responsável por essa função é o Gerador Solar. Uma variação de projeto ocorreu nesse equipamento entre os satélites SCD1 e SCD2. O

SCD2 era composto de oito (8) painéis retangulares idênticos localizados nas laterais do satélite. O SCD1, além desses oito (8) painéis citados, possuía outro painel de forma octogonal, localizado na face superior do satélite.

Os SCD's utilizavam a tecnologia de painéis solares integrados ao corpo do satélite como mostrado na Figura 4.6. Neste tipo de configuração o ângulo de incidência da luz solar varia de 0° a 180° , devido à rotação do satélite.

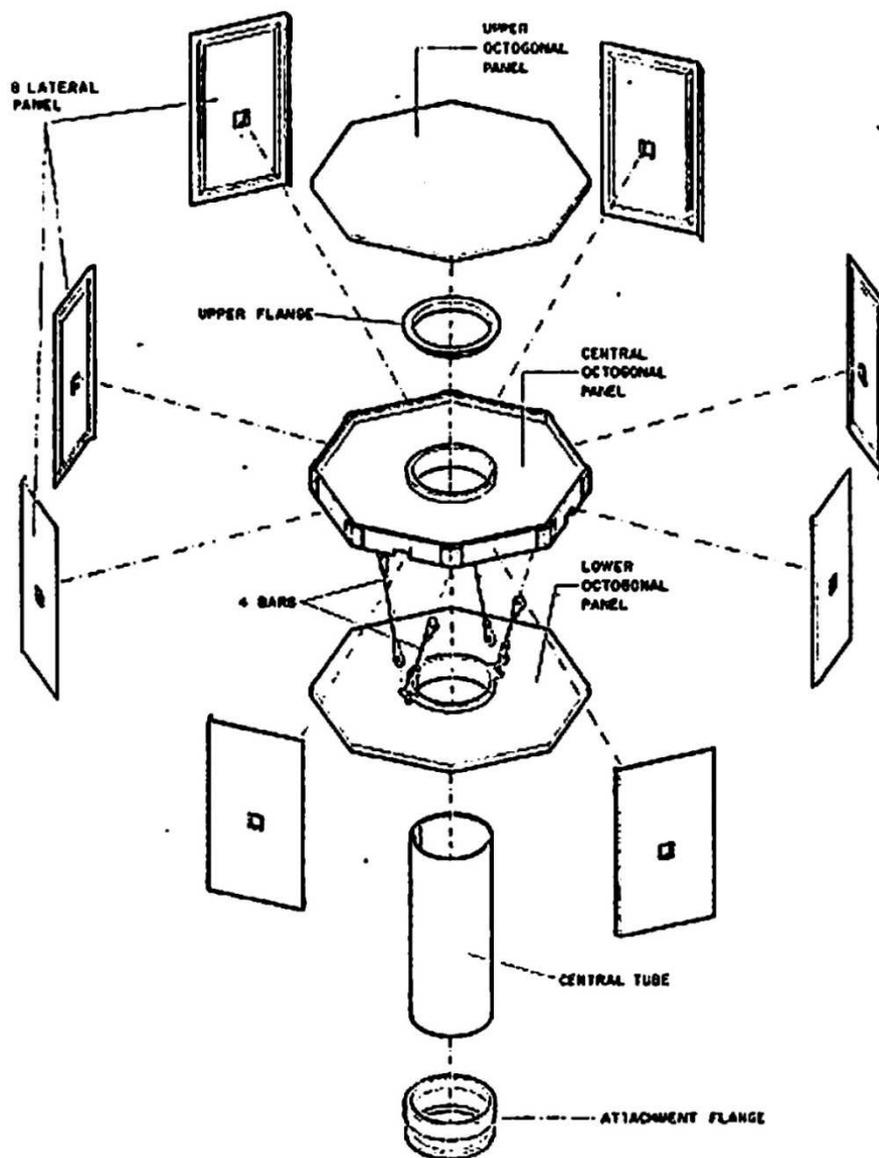


Figura 4.6 – Vista explodida dos satélites SCD's.

Fonte: INPE (1990a).

Nos SCD's foram utilizadas células solares de silício com coberturas de vidro para proteção contra a radiação solar do ambiente espacial. A conexão elétrica entre as células e os circuitos era realizada através de um interconector de prata formando assim o conjunto denominado "Solar Cell Assembly" (SCA).

As principais características das células solares dos SCD's (SPECTROLAB, 1983):

- Fabricante: Spectrolab type K70, silício;
- Eficiência: 14,93 %, 28 °C, AM0;
- Dimensões: 25,05 x 62,05 x 0,20 cm nos painéis laterais e 20,85 x 62,05 x 0,20 cm no painel de topo (SCD1).

Os requisitos mínimos estabelecidos para o Gerador Solar era de gerar 70 W e 72 W, para o SCD1 e SCD2, respectivamente. Essa condição deveria ser alcançada nas piores condições de irradiância solar pela qual o satélite seria submetido ao longo do ano, no final de sua vida útil.

4.1.2. Armazenamento de Energia

O equipamento responsável pelo armazenamento de energia do satélite é a bateria. As células da bateria foram produzidas com tecnologia Níquel-Cádmium. Formada por 16 células em série com capacidade nominal total de 8 Ah. A energia armazenada na bateria é utilizada nos períodos em que o satélite está sem a incidência de luz solar, ou seja, nos períodos de eclipse. Eventualmente, também poderia ser utilizada em períodos de incidência de luz solar, complementando a energia fornecida pelo Gerador Solar quando ele não era capaz de atender toda a demanda do satélite.

4.1.3. Condicionamento de energia

O equipamento responsável pelo condicionamento da energia produzida pelo Gerador Solar é a PCU (Power Conditioning Unit). Um conjunto de equipamentos de controle permitia a ele manter o barramento principal dentro

do range especificado de tensão (em torno de 27 V). As três unidades principais desse equipamento eram:

BCR (Battery charge Regulator): responsável por fornecer uma fonte de corrente constante para a carga da bateria com adequada proteção e monitoramento.

BDR (Battery Discharge Regulator): responsável pelo controle de descarga da bateria, tendo a função de manter o barramento principal dentro do range fixo de tensão especificado.

SHUNT: responsável pelo controle da corrente gerada pelo Gerador Solar, através da liberação da energia em excesso não solicitada pelo satélite. Através desse controle da bateria e do Gerador Solar, o PCU realiza sua função principal que é a de manter o barramento principal de energia do satélite num valor fixo (em torno de 27 V).

4.1.4. Conversão de energia

Alguns equipamentos do satélite não foram projetados para trabalhar na tensão especificada para o barramento principal. Necessitam de outros níveis de tensão. Os equipamentos responsáveis por realizar essa conversão eram os conversores (DC/DC Converters). Eles recebem a tensão fixa do barramento principal e convertem em três diferentes níveis de tensão padronizadas (15 V, -15 V e 5 V).

4.1.5. Distribuição de energia

Tanto a tensão do barramento principal quanto aquelas disponibilizadas pelos conversores eram roteadas para os usuários, através de telecomandos. O equipamento que realiza essa função é a PDU (Power Distribution Unit). Ela recebe as tensões condicionadas dos conversores “DC/DC’s” e a tensão do barramento principal e distribui para os equipamentos do satélite.

4.2. Suprimento de Energia dos Satélites CBERS 1 2 e 2B

4.2.1. Conceito do subsistema

O desenvolvimento dos satélites da série CBERS pela parceria Brasil e China determinou que, dentre outras responsabilidades, o lado brasileiro teria a incumbência de desenvolver, projetar, fabricar e testar o subsistema de suprimento de energia dos satélites.

As principais funções desse subsistema são relacionadas abaixo:

- Converter a energia proveniente do Sol em energia elétrica, através de células fotovoltaicas;
- Produzir potência que deverá ser armazenada nas baterias para alimentar as cargas do satélite quando não houver luz solar disponível (em eclipse);
- Fornecer potência para todos os subsistemas do satélite, em diferentes níveis de tensão e potência em todas as fases e modos de operação, durante o tempo de vida do satélite;
- Fornecer meios para o correto condicionamento do excesso de energia gerada, durante os períodos de iluminação solar;
- Fornecer telemetrias para monitorar as condições de operação dos equipamentos do subsistema;
- Fornecer meios para realizar o controle de carga e descargas das baterias

Diante desse cenário, a topologia de barramento regulado Híbrida adotada foi a melhor solução encontrada para o subsistema. A eliminação do regulador de carga da Bateria (BCR), equipamento complexo e pouco eficiente, por um carregador não dissipativo produziu ganho de massa e simplicidade. Por outro

lado, uma das seções do Gerador Solar teve que ser sobre dimensionada para atender as características desse controle.

Em função da topologia adotada, o subsistema de potência foi desenvolvido com os seguintes equipamentos: Gerador Solar (SAG – dividido em duas seções SG1 e SG2), Baterias (BAT1 e BAT2), Regulador Shunt (SHUNT), Regulador de Descarga das Baterias (BDR) e conversores de tensão contínua (DC/DC Converters). A Figura 4.7 mostra um diagrama simplificado do subsistema:

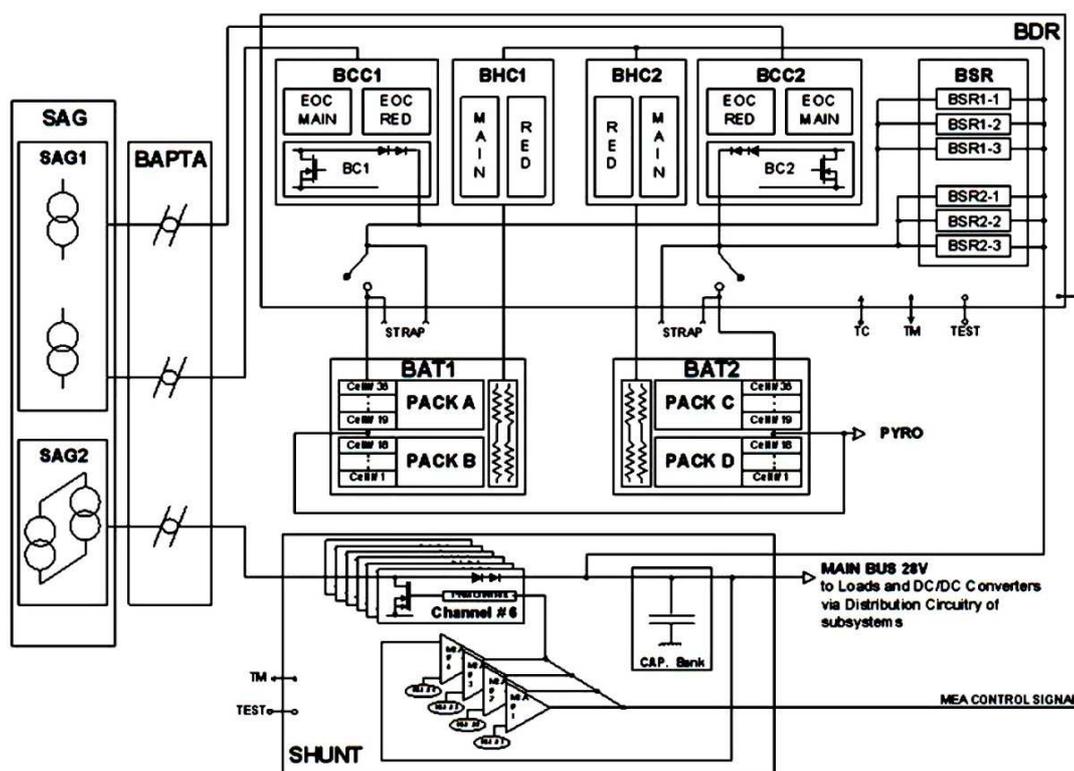


Figura 4.7 – Subsistema de potência dos satélites CBERS 1,2 e 2B.

Fonte: INPE (2007a).

A energia necessária para alimentar as cargas do satélite e para carregar as baterias é produzida pelo Gerador Solar (SAG) transformando a energia recebida do Sol em energia elétrica pelo processo denominado conversão

fotovoltaica. O SAG é dividido em dois segmentos: SAG1 (conectado as baterias) e SAG2 (conectado ao SHUNT).

A energia fornecida pelo SAG1 se subdivide em circuitos de potência distintos (SAG1A e SAG1B) que carregam as baterias (BAT1 e BAT2), respectivamente.

O roteamento de toda energia proveniente do Gerador Solar para os outros equipamentos do subsistema é realizada através de um equipamento composto por anéis e escovas deslizantes, denominado "BAPTA". Esse equipamento, apesar de realizar a conexão física entre alguns equipamentos do subsistema, por definição, não faz parte do mesmo (pertence ao subsistema AOCS – Attitude and Orbit Control Subsystem). Através do "BAPTA" a energia gerada alcança as unidades de condicionamento de potência (SHUNT e BDR) que são as responsáveis pelo controle do barramento de energia do satélite.

Depois de condicionada, o subsistema realiza a distribuição dessa energia para os diversos subsistemas do satélite através do barramento principal (28 V) e em diversos níveis de tensão e corrente solicitados pelas cargas, através dos conversores "DC/DC's".

O subsistema de suprimento de energia foi projetado para trabalhar em dois modos de operação distintos, dependendo das condições de iluminação:

- Modo no período de luz solar: nesse modo o Gerador Solar está recebendo a incidência de luz solar. Assim, a energia gerada pelo SAG2 alimenta as cargas do satélite e a energia gerada pelo SAG1 carrega as baterias. Se a energia gerada pelo SAG2 não for suficiente para alimentar as cargas do satélite o SAG1 irá complementá-la, diminuindo nesse período a energia de carga das baterias.

- Modo eclipse: nesse modo o Gerador Solar não está recebendo a luz solar. Dessa forma, toda a energia solicitada pelo satélite será fornecida pelas baterias.

4.2.1.1. Gerador Solar

A função básica do Gerador Solar é a de converter a energia recebida do Sol em energia elétrica e fornecer a potência necessária para todos os subsistemas do satélite para que possam operar dentro das especificações de consumo durante todas as fases da missão e nas mais variadas condições de órbita.

Como já observado no tópico anterior, o subsistema de potência do satélite CBERS possui a topologia de barramento Híbrida, ou seja, o Gerador Solar, do ponto de vista elétrico, se divide em dois segmentos:

Gerador Solar1 (SAG1) e Gerador Solar2 (SAG2).

O SAG1 é o responsável pela carga das baterias e também e eventualmente complementar a potência solicitada pelo satélite, em ocasiões em que a potência gerada pelo SAG2 não for suficiente. Ele ainda foi subdividido em 2 partes:

SAG1A – 1 circuito responsável pela carga da BAT1

SAG1B – 1 circuito responsável pela carga da BAT 2

Por estar conectado diretamente as baterias, esse gerador é menos eficiente, pois sua tensão de trabalho varia na mesma proporção da variação da tensão das baterias, acompanhando a carga e descarga das mesmas.

O SAG2 é o responsável pelo fornecimento da potência solicitada pelas cargas. Está conectado diretamente no barramento (28 V) e por isso é um gerador mais eficiente que o SAG1, pois sua tensão de trabalho é praticamente constante. É composto por seis (6) circuitos elétricos idênticos conectados

diretamente em 6 canais do equipamento SHUNT. Esses canais, na sua totalidade ou parcialmente, fornecem a energia necessária para o barramento principal do satélite, sendo ativados de acordo com as necessidades do sistema.

De acordo com Palerosi (1997), do ponto de vista mecânico, o Gerador Solar é um sistema com uma asa única, dividido em três painéis (painel exterior, central e interior). A estrutura desses painéis é produzida em material compósito tipo sanduiche com miolo em colmeia de alumínio recoberta em ambos os lados por uma face de tela de fibra de carbono. Essa estrutura é responsável pela alocação das células solares e demais componentes elétricos. Cada um dos três painéis tem aproximadamente 22 mm de espessura, 1755 mm de largura e 2581 mm de comprimento. Na posição estendida o Gerador Solar tem comprimento total aproximado de 6410 mm e largura de 2581 mm.

Além dessa estrutura citada, na qual são acondicionadas as células solares e demais dispositivos elétricos, o Gerador Solar possui uma estrutura de ligação com o corpo principal do satélite feita de material compósito, denominada "Yoke". Esta possui a metade da largura e o mesmo comprimento do painel. Possui ainda um conjunto de mecanismos (retenção/liberação e de abertura). Eles são responsáveis por, no lançamento, manter o Gerador Solar na posição fechada, junto à estrutura do corpo principal do satélite. Tem também a função de promover a abertura do Gerador Solar de maneira sincronizada (através da cordoalha de sincronismo) e mantê-lo na posição aberta, plana e perpendicular à estrutura do satélite. A Figura 4.8 mostra a configuração da face frontal do Gerador Solar na posição estendida, indicando os dispositivos de abertura e sincronismo.

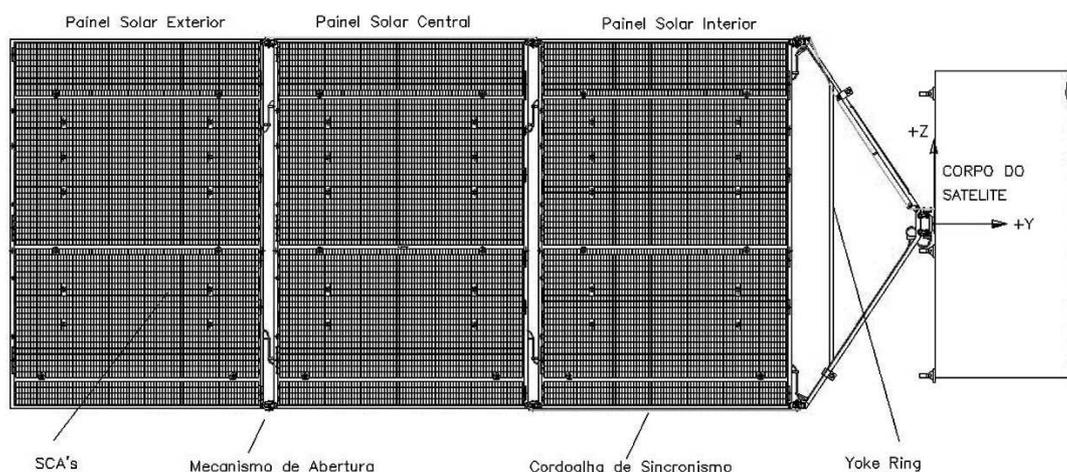


Figura 4.8 – Gerador Solar dos satélites CBERS.

Fonte: Adaptada de INPE (1993b).

4.2.1.2. Shunt

O SHUNT é composto basicamente de seis canais chaveados, um banco de capacitores e um amplificador de erro principal (MEA).

Os canais recebem a energia do SAG2 e distribuem para o barramento principal ou liberam o excesso, quando a produção de energia é maior que a solicitada. O responsável pelo controle desses canais é o MEA, que é composto por quatro idênticos e independentes amplificadores de erro. Basicamente eles verificam a tensão do barramento principal e controlam a abertura e fechamento dos canais para que essa tensão permaneça numa faixa especificada por projeto. Além disso, o MEA fornece algumas referências fixas para o subsistema identificar se o responsável momentâneo pelo controle do barramento é o SHUNT (no período de sol) ou o BDR (no período de eclipse).

O banco de capacitores é formado por capacitores de plástico, conectados em paralelo. Sua função é filtrar as ondulações de tensão e corrente no barramento principal, mantendo-os dentro dos níveis especificados por projeto.

4.2.1.3. BDR

O BDR (*Battery Discharge Regulator*) é composto por dois grupos de três canais de reguladores chaveados de bateria (BSR's – Battery Switching Regulator), dois controladores de carga de bateria redundantes (BCC's – Battery Control Charge), dois controladores de aquecimento das baterias redundantes (BHC's – Battery Heating Controller).

Os BSR's são conversores "DC/DC's" que recebem a tensão das baterias e convertem para uma tensão fixa regulada, disponibilizada no barramento principal.

Os BCC's se dividem em BCC1 e BCC2. São os responsáveis pela carga das baterias BAT1 e BAT2, respectivamente. O controle é ativo, realimentado pelas informações de temperatura e tensão das baterias fornecidas por termistores e por circuitos detectores de tensão de três células.

Os BHC's que se dividem em BHC1 e BHC2 são os responsáveis pelo controle da temperatura das baterias BAT1 e BAT2, respectivamente. Também possui controle ativo, recebendo o sinal de temperatura diretamente dos BCC's, atuando nos aquecedores localizados sobre as baterias.

Tanto os BCC's quanto os BHC's possuem redundância fria que entram em operação automaticamente em caso de detecção de irregularidades nos sinais realimentados ou por telecomando de chaveamento.

4.2.1.4. Baterias

O subsistema de energia possui duas baterias (BAT1 e BAT2). Essa divisão facilita uma melhor distribuição de massa e um melhor controle térmico.

Cada bateria é formada por dois pacotes de baterias (pack's). Cada pack é formado por 18 células de Níquel Cádmium (NiCd) em série, totalizando 36 células em série por bateria.

As baterias armazenam energia (através de reações químicas) proveniente dos Geradores Solares durante os períodos de Sol e entregam energia para o satélite durante os períodos de eclipse. Se a demanda for maior que a

disponível pela seção SAG2 do gerador solar, complementam a energia solicitada nos períodos de sol.

4.2.1.5. Conversores “DC/DC’s”

Os conversores “DC/DC’s” (conversores de corrente contínua) são os responsáveis pela alteração da tensão do barramento principal em valores de tensão fixa para algumas cargas do satélite que não são alimentadas pelo barramento principal (28 V). São projetados de tal forma que garantem uma tensão de saída regulada, redundância de circuito e proteção contra falhas.

5. PROJETO ELÉTRICO DO GERADOR SOLAR (CBERS)

O projeto elétrico do Gerador Solar visa atender a demanda de potência do satélite, considerando a operação no final de sua vida (EOL). Além disso, as análises devem ser realizadas no período do ano de pior irradiância solar sobre o Gerador. Também deve-se levar em conta nesses cálculos os extremos de temperatura sobre as células solares nos períodos expostas à luz solar, onde atingem por volta de 80 °C.

O Gerador Solar dos satélites CBERS se divide mecanicamente em três painéis (exterior central e interior). As células solares e suas conexões são distribuídas ao longo desses painéis.

Sob o ponto de vista elétrico, esse Gerador Solar se divide em duas partes, com as seguintes características:

SAG1: subdivide em SAG1A e SAG1B que fornecem energia para carga e descarga das BATERIAS 1 e 2, respectivamente. Também podem complementar a energia solicitada pelo barramento em momentos de alta demanda. Requisitos mínimos especificados de acordo com INPE (1993a): potência de 590 W na tensão de operação (58,1 V). Essa condição deveria ser alcançada nas piores condições de órbita (irradiância solar e temperaturas críticas) no final de vida do satélite (EOL).

SAG2: fornece energia para o barramento principal do satélite. Essa energia pode ser complementada pelo SAG1 quando a solicitação for maior que a sua capacidade de geração. Requisitos mínimos especificados de acordo com INPE (1993a): potência de 510 W na tensão de operação (31,4 V), nas mesmas condições críticas apontadas para o SAG1. Eletricamente, essa potência deveria ser disponibilizada em seis circuitos similares.

O projeto do PSS do CBERS não previa um circuito para leitura da corrente do SAG2, conseqüentemente não havia uma telemetria associada. Apenas as correntes SG1A e SG1B possuíam telemetrias. Como essas correntes são

similares, nesse trabalho, todas as análises foram feitas com a telemetria de corrente SG1A.

5.1. Células Solares

As células solares utilizadas no projeto foram de silício com dimensões de 2 x 4 cm, fabricadas pela SISP (China). A Figura 5.1 mostra as características físicas da célula.

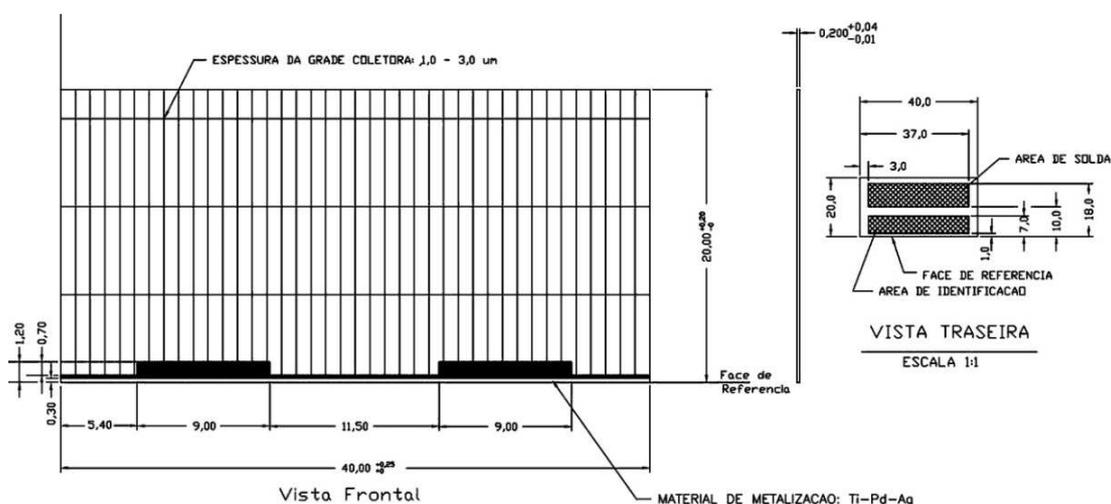


Figura 5.1 – Célula Solar utilizada no CBERS 2B.

Fonte: INPE (2006a).

Essa célula solar foi utilizada nos satélites CBERS 1,2, 2B. Para que possam operar num ambiente espacial hostil no que se refere aos efeitos da radiação solar, a célula solar é recoberta com um vidro de proteção (coverglass). As conexões em série entre as células solares são realizadas através de um condutor de prata, denominado interconector. O conjunto (célula solar, vidro de proteção e interconector) é denominado SCA (Solar Cell Assembly). A Figura 5.2 mostra a estrutura do SCA, utilizado no projeto do CBERS 2B:

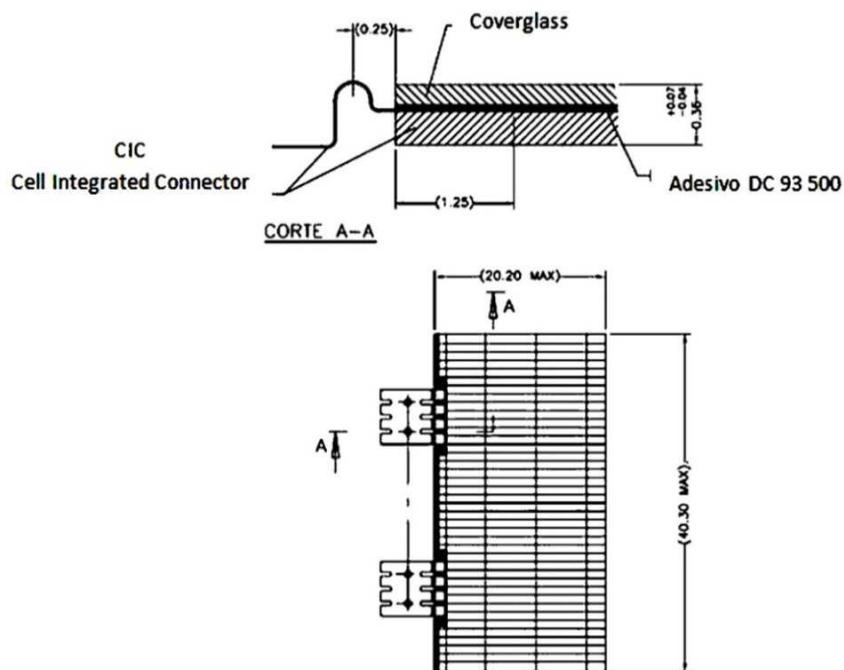


Figura 5.2 – SCA (Solar Cell Assembly).

Fonte: adaptado de INPE (2006b).

As principais características da célula solar, fornecidas pelo fabricante, são apresentadas nas tabelas 5.1, 5.2 e 5.3:

Tabela 5.1- Parâmetros elétricos da célula solar

Cell type	J_{isc} mA/cm ²	V_{oc} mV	V_{mp} mV	J_{mp} mA/cm ²	Condition
N+/PP+	39.625	585.0	475.0	37.625	AM0, 25°C

Fonte: INPE (1992).

Tabela 5.2- Variação dos parâmetros elétricos da célula solar com a temperatura

Fluence 1 Mev el. e/cm ²	B_{isc} mA/cm ² °C	B_{voc} mV/°C	B_{imp} mA/cm ² °C	B_{vmp} mV/°C
0	0.0108	-2.2080	0.0094	-2.3500
1 E 14	0.0345	-2.1840	0.0301	-2.3100

Fonte: INPE (1992).

Tabela 5.3- Variação dos parâmetros elétricos da célula solar com a radiação

Fluence 1 Mev, el. e/cm ²	Risc	Rvoc	Rimp	Rvmp
0	1.0	1.0	1.0	1.0
1 E 14	0.953	0.934	0.957	0.941

Fonte: INPE (1992).

Segundo a Tabela 5.3, a dose de radiação solar acumulada para o período de vida previsto dos satélites CBERS (2 anos) seria de $1,0 \cdot 10^{14}$ e/cm² (1 MeV elétrons). Essa taxa, de acordo com o fabricante, provocaria uma degradação nos quatro parâmetros característicos da célula solar (Isc, Voc, Imp e Vmp) conforme tabela acima. Particularmente, a degradação na corrente de curto circuito (Isc) seria de 4,7 % e na corrente de máxima potência (Imp) seria de 4,3 %.

Além das características elétricas e da variação dos parâmetros da célula com a temperatura e a radiação, outra consideração importante de projeto foram os fatores de perda (Loss Factors). A montagem do Gerador Solar exige uma combinação variada de células que, por não terem características idênticas, provocam degradação do dispositivo. No período de fabricação, modelos físicos equivalentes do dispositivo foram desenvolvidos para se obter com maior precisão esses índices. A tabela 5.4 mostra os fatores de perda estimados para início (BOL) e fim de vida (EOL) do satélite.

Tabela 5.4- Fatores de perda utilizados no projeto elétrico do Gerador Solar

FACTOR	BOL	EOL
UV and Micrometeorites	1.000	0.9975
Random Loss	0.985	0.9850
Mismatch Loss	0.990	0.9900
Sun Calibration Loss	1.020	0.9800

Fonte: INPE (1992).

Os fatores de perda representam uma incerteza de projeto. A menos dos índices de “UV e Micrometeoritos” que são de outra natureza (e desprezíveis), os outros fatores podem ser obtidos com maior precisão durante o ciclo de vida do projeto. Perdas aleatórias (Random Loss), perdas por descasamento de células (Mismatch Loss) e perdas por erros na calibração do equipamento simulador solar (Sun Calibration Loss) são oriundas do processo de fabricação e testes. Para isso, a fabricação de um modelo de qualificação representativo do Gerador Solar (o cupom de teste) é uma parte do desenvolvimento que, dentre outros objetivos, serve para encontrar a degradação devido aos processos de fabricação e testes. Nesse trabalho foi elaborada uma rotina computacional que, possibilita obter indiretamente esses parâmetros, através do ajuste das curvas básicas de corrente e potência do dispositivo fotovoltaico.

5.2. Distribuição dos módulos solares no Gerador Solar

Para a composição final do Gerador Solar as células são agrupadas em série para se obter a tensão necessária, formando um “String”. Os “strings” são interligados em paralelo numa quantidade suficiente para que se tenha a potência mínima especificada no final de vida do satélite. Com todas as considerações de projeto avaliadas, a distribuição final dos circuitos para o SAG1 e o SAG2 resultou nos valores apresentados na tabela 5.5:

Tabela 5.5- Distribuição dos circuitos do Gerador Solar

CIRCUIT	Serial Cells	Parall. Strings Per Panel	Total Number of Strings	
SG1	162	12	36	45
	157	2	6	
	156	1	3	
SG2	96	20	60	75
	94	5	15	

Fonte: INPE (1992).

Observa-se que nem todos os “strings” possuem a mesma quantidade de células em série. Essa foi uma solução adotada para que proporcionasse uma distribuição otimizada sobre a estrutura do Gerador Solar, facilitando o processo mecânico de fabricação. Isso foi possível, pois as análises demonstraram que havia uma margem na tensão de operação e essa distribuição não resultaria em nenhum prejuízo considerável nos valores de potência gerados.

Portanto, o SAG1 é composto de 45 “strings” em paralelo, em diferentes configurações, com células em série na quantidade de 156, 157 e 162. O SAG2 é composto de 75 “strings” em paralelo, também em diferentes configurações de montagem, com células em série na quantidade de 94 e 96.

Fisicamente os “strings” do SAG 1 estão distribuídos fisicamente nos três painéis (inner, center e outer) do Gerador Solar conforme tabelas 5.6:

Tabela 5.6- Distribuição dos circuitos do SAG1 do Gerador Solar

POWER CIRCUIT		SG1/CIRCUIT 1			SG1/CIRCUIT 2		
STRING LENGTH		162	157	156	162	157	156
S O L A R	INNER	07	--	01	05	02	--
	CENTER	07	--	01	05	02	--
	OUTER	05	02	--	07	--	01
----- TOTAL PARALLEL STRINGS		19	02	02	17	04	01
		23			22		

Fonte: INPE (1992).

Da mesma forma que fora feito para a configuração otimizada da quantidade de células em série, também foi adotada a mesma solução para a distribuição dos “strings”. Nesse caso, gerou a necessidade de um número ímpar de “strings” para o SAG1, deixando o circuito de carga da BAT1 (SG1/CIRCUIT 1 – SAG1A) com um “string” a mais que o circuito de carga da BAT2

(SG1/CIRCUIT 2 – SAG1B). Conseqüentemente, a corrente gerada pelo SAG1A é ligeiramente superior a corrente gerada pelo SAG1B.

Já para o SAG2 a mesma distribuição diferenciada ocorreu, criando três circuitos ímpares com 13 “strings” cada (SG2/ODD CIRCUITS) e três circuitos pares com 12 “strings” cada (SG2/EVEN CIRCUITS). Cada um desses circuitos é conectado com um canal do equipamento SHUNT, totalizando seis canais SHUNT. Cada um desses canais é independente entre si e são acionados sequencialmente para fornecer a energia necessária para a carga do satélite. A Tabela 5.7 mostra essa formação dos circuitos do SAG2:

Tabela 5.7- Distribuição dos circuitos do SAG2 do Gerador Solar

SG2 CIRCUIT		SG2/ODD CIRCUITS			SG2/EVEN CIRCUITS		
PANEL	STRING	C1	C3	C5	C2	C4	C6
INNER	96	10	--	--	10	--	--
	94	03	--	--	02	--	--
CENTER	96	--	10	--	--	10	--
	94	--	03	--	--	02	--
OUTER	96	--	--	10	--	--	10
	94	--	--	03	--	--	02
=====		=====	=====	=====	=====	=====	=====
TOTAL PARALLEL STRINGS		13	13	13	12	12	12
		39			36		

Fonte: INPE (1992).

Sob o ponto de vista da distribuição física no Gerador Solar, os circuitos mencionados estão espalhados de forma uniforme pela estrutura. A Figura 5.3 indica fisicamente os circuitos SAG1 e SAG2 distribuídos pelos três painéis (externo, central e interno):

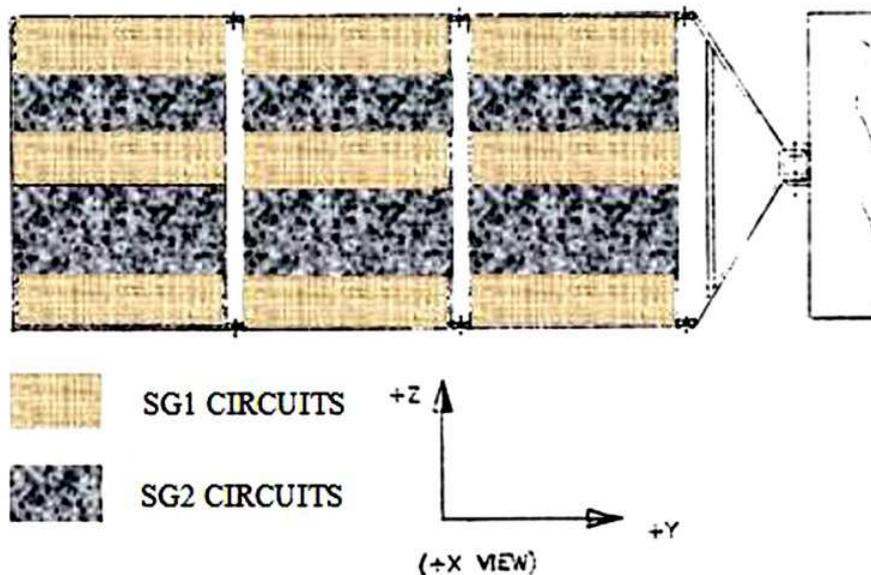


Figura 5.3 – Distribuição física dos circuitos SAG1 e SAG2.

Fonte: Adaptada de INPE (1994b).

Podemos perceber na figura acima que houve uma preocupação para que as células solares dos circuitos SAG1 e SAG2 fossem distribuídas de forma homogênea por toda a estrutura física do Gerador Solar. Dessa forma, por assim estarem distribuídas, os dois circuitos de potência (SAG1 e SAG2) ficam submetidos às mesmas variações ambientais (temperatura, irradiância solar e radiação), sofrendo os mesmos efeitos (tanto nos níveis de irradiância solar recebido quanto nos efeitos nocivos da radiação). Esse fato torna-se relevante, pois, como será demonstrado em capítulos posteriores, somente estão disponíveis para as análises as telemetrias do circuito SG1. Sendo assim, os resultados encontrados para a degradação podem ser aplicados para os dois circuitos do Gerador Solar.

6. CONCEITOS E DEFINIÇÕES FUNDAMENTAIS

Esse trabalho tem por objetivo o estudo do comportamento elétrico das células solares dos satélites CBERS, em função da variação da temperatura do Gerador Solar e da intensidade luminosa. Para que se chegue ao objetivo, a definição de alguns conceitos e parâmetros precisam ser estabelecidos para o pleno entendimento dos resultados encontrados.

6.1. Irradiância Solar

O Sol é um reator termonuclear gigante emitindo energia de sua superfície como um corpo negro na temperatura de aproximadamente 6000 K (RAUSCHENBACH, 1980).

A radiação emitida pelo Sol é uma radiação eletromagnética que se propaga no vácuo em todas as direções. Essa radiação é denominada eletromagnética por se tratar do transporte de energia por meio da flutuação dos campos elétrico e magnético (VILELA, 2010).

A irradiância solar é a potência da radiação eletromagnética por unidade de área fornecida pelo sol. Na literatura podemos encontrar outras definições para essa grandeza, tais como: energia solar, radiação solar e outros. Nesse trabalho será referenciada sempre como irradiância solar.

O espectro da luz solar no espaço próximo da Terra, fora da atmosfera, foi padronizado como AM0 (Air Mass 0) pela norma 2000 ASTM Standard Extraterrestrial Spectrum Reference E-490-00. Representa a irradiância solar em função do comprimento de onda. A Figura 6.1 mostra a composição do padrão AM0:

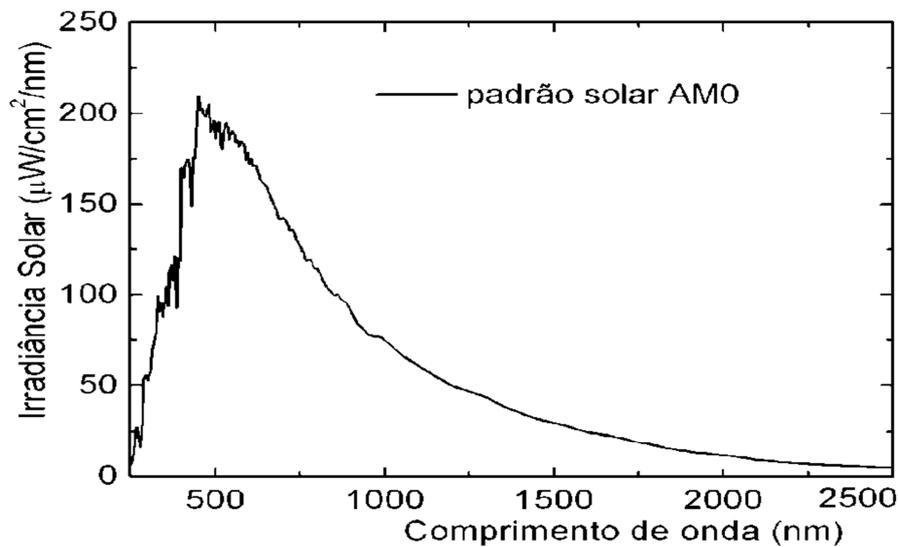


Figura 6.1 – Espectro Solar padrão AM0.

Fonte: Veissid (2013b).

O Sol emite radiação sob a forma de ondas eletromagnéticas com comprimento de onda atingindo uma ampla faixa do espectro (do μm até o mm). A maior parte da intensidade solar concentra-se no visível (380 a 750 nm). Especificamente, a intensidade máxima está no comprimento de onda em torno de 500 nm. A área sob a curva determina a irradiância solar AM0, também conhecida como constante solar (S_0), com valor padronizado de 1367 W/m^2 (VEISSID, 2013b).

Através de dados coletados por diversos satélites ao longo dos anos, verificou-se que o Sol possui um ciclo de atividades solares em torno de 11 anos, entre dois picos de máximos e um pico de mínimo. A variação solar dessa irradiância solar, causada pelas manchas solares provoca uma oscilação menor do que 2 W/m^2 , como mostra a Figura 6.2:

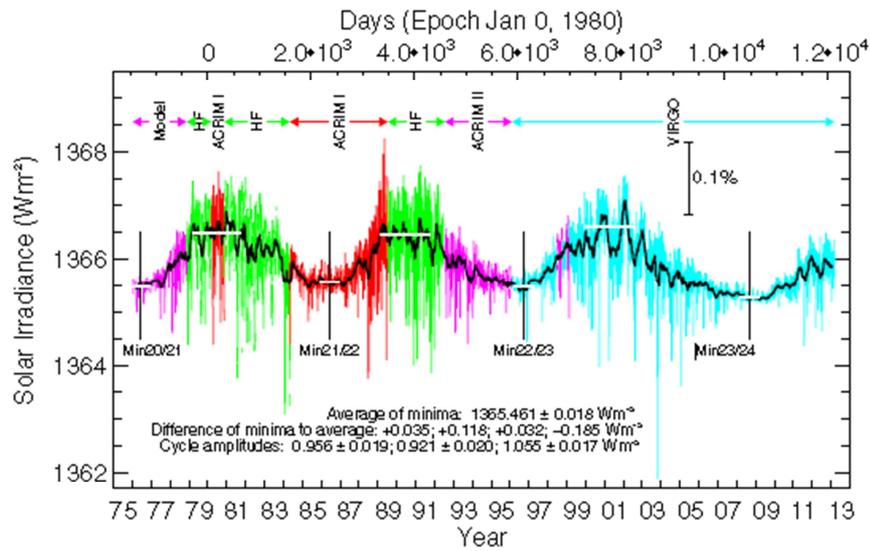


Figura 6.2 – Intensidade solar causada pelos ciclos solares.
 Fonte: Veissid (2013b).

Dessa forma, de acordo com as análises, o Sol passou recentemente por um ponto de máxima em 2002, mínima em 2008 e outro de máxima em 2013. A Figura 6.3 ilustra a variação do brilho do Sol em diferentes épocas, capturadas pelo SDO (NASA's Solar Dynamics Observatory):

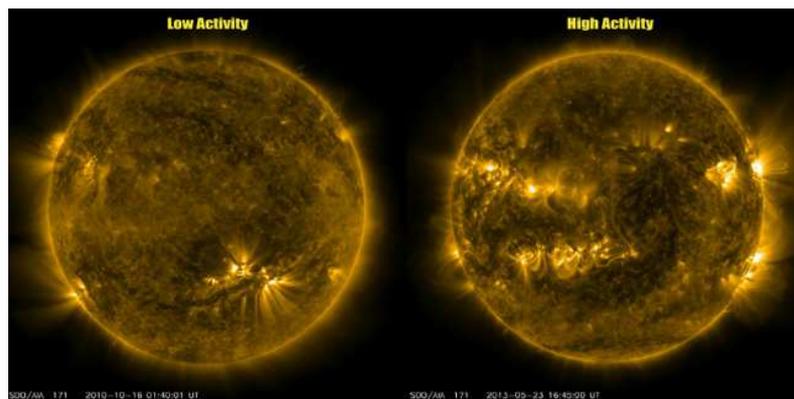


Figura 6.3 – Imagens da atmosfera solar em épocas distintas.
 Fonte: NASA (2013).

De acordo com Rauschenbach (1980), a órbita eclíptica da translação da Terra em torno do Sol provoca variações na constante solar ao longo do ano.

Baseado na distância média entre o Sol e a Terra, definida como uma unidade astronômica de distância ($AU = 1,496 \cdot 10^{11} \text{ m}$) obtemos o fator de correção da constante solar (F_dTS) em função do movimento relativo da Terra em relação ao Sol ao longo do ano, conforme Figura 6.4:

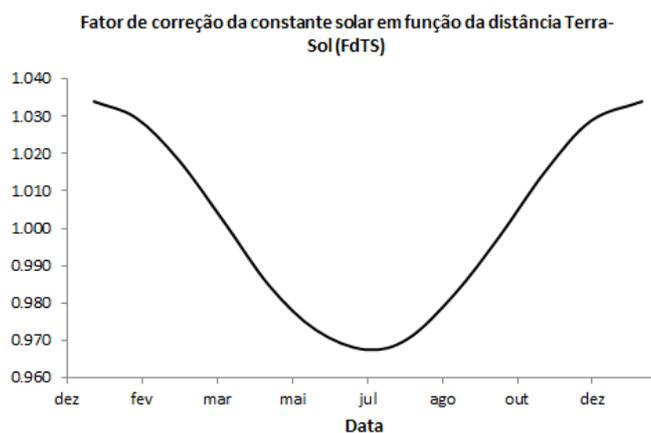


Figura 6.4 – Fator de correção da constante solar ao longo do ano.

Fonte: Rauschenbach (1980).

Os movimentos aparentes do Sol em relação a um ponto na superfície da Terra pode ser caracterizado como: movimento de leste para oeste (decorrente da rotação) e movimento para o sul (devido ao movimento de translação). A Figura 6.5 mostra uma ilustração da órbita da Terra ao redor do Sol:

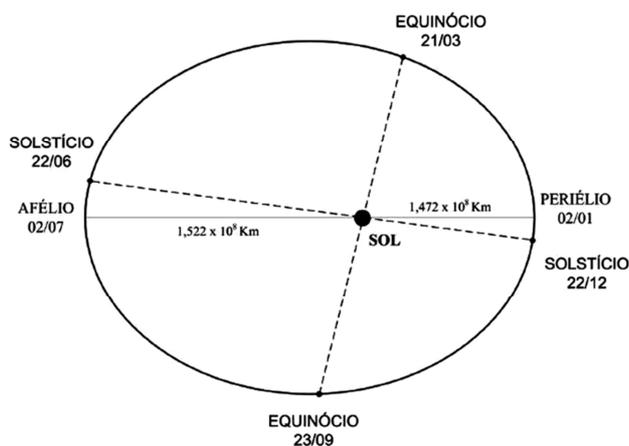


Figura 6.5 – Órbita da Terra.

Fonte: Vilela (2010).

Podemos observar alguns pontos da órbita da Terra que representam algumas características dessa órbita, tais como o Periélio (ponto mais próximo do Sol) e o Afélio (ponto mais distante do Sol). Além disso, temos os dois Solstícios onde em cada um deles ocorre a máxima irradiância solar sobre cada um dos hemisférios (Norte e Sul) e os Equinócios onde os dois hemisférios recebem a mesma quantidade de luz solar.

O eixo central da Terra é denominado eixo polar. O eixo polar descreve uma órbita elíptica ao redor do Sol a cada 365,25 dias aproximadamente. O plano que contém essa órbita é chamado de plano da eclíptica (WAGNER, 1991).

Numericamente, através do fator de correção da constante solar, podemos obter a curva da distância Terra-Sol (D), que é um parâmetro definido em unidades astronômicas (AU), variando ao longo do ano, conforme Figura 6.6:

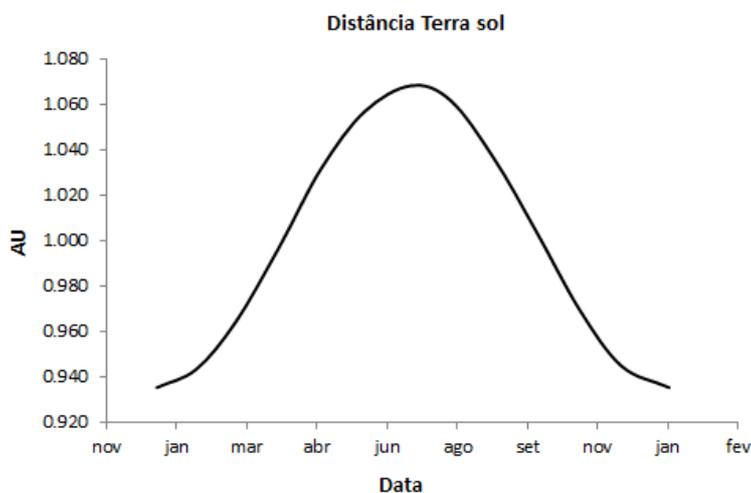


Figura 6.6 – Distância Terra-Sol ao longo do ano.

Dessa forma, podemos obter os valores da irradiância solar ao longo do ano (relativo à irradiância solar padrão de 1367 W/m^2), em função da distância Terra-Sol, conforme Figura 6.7:

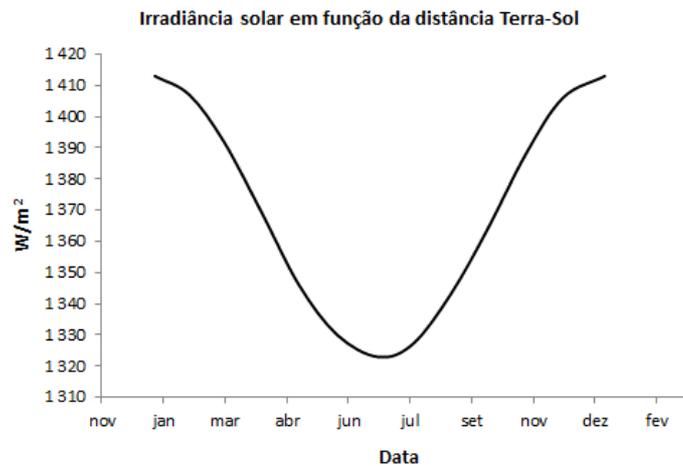


Figura 6.7 – Irradiância solar em função da distância Terra-Sol.

A energia (irradiância) recebida em uma superfície é inversamente proporcional ao quadrado da distância entre a fonte emissora e a superfície receptora (Lei do Inverso do Quadrado da distância). Portanto, os valores apresentados na figura acima atingiriam o Gerador Solar caso o ângulo de incidência do Sol com a normal do Gerador se mantivesse sempre em 0°. Dessa forma toda a irradiância solar disponível atingiria o painel. Porém, os raios solares incidem com um ângulo que variam ao longo do ano. Esse ângulo é definido pela posição relativa do satélite em relação ao Sol e é de grande importância para as análises propostas nesse trabalho.

Esse assunto será abordado com mais detalhes nesse trabalho com o desenvolvimento de um denominado “modelo orbital” que possibilitará obter a variação desse ângulo para todo o período de vida dos satélites CBERS..

6.2. Efeito Fotovoltaico

O Efeito Fotovoltaico é o processo físico básico de conversão de luz em energia elétrica. O dispositivo responsável por esse processo nos satélites é a célula solar. O termo é derivado da composição de duas palavras:

- FOTO: Derivada da palavra grega empregada para a luz.

- VOLT: Relacionando-se a Alessandro Volta (1745 – 1827), um dos pioneiros do estudo dos fenômenos elétricos, como a primeira pilha elétrica (pilha de Volta).

Este fenômeno foi físico foi descoberto por Becquerel em 1839, trabalhando com células eletrolíticas. Em 1873 W. Smith descobriu a fotocondutividade do Selênio. No entanto, a primeira célula solar de Silício monocristalino somente foi construída em 1954 por Chapin, Fuller e Pearson (WAGNER, 1991). Essa célula possuía uma eficiência de conversão de 6%. A partir de melhorias no processo de fabricação, 4 anos após, em 1958, já foi possível obter uma célula de Silício com 14% de eficiência. Desde então, a evolução vem sendo constante, com resultados cada vez mais satisfatórios. Para isso foi necessário o uso de novos materiais ou a composição de vários deles, além do Silício, para que pudessem chegar a esses resultados.

O Gerador Solar do satélite é formado por um conjunto de células solares, dispostas adequadamente para atender os requisitos de potência da missão. As células solares são formadas por elementos químicos (materiais semicondutores) com características especiais, que tem a capacidade de produzir corrente elétrica quando expostos a luz. Os semicondutores possuem características intermediárias entre um condutor e um isolante.

Todo material, seja ele condutor, isolante ou semicondutor tem conjuntos de níveis discretos de energia permitidos para os elétrons que compõem seus átomos. São as denominadas “bandas de energia”. A quantidade de energia necessária para que um elétron se desloque de uma banda para outra é denominada “gap” de energia. A Figura 6.8 mostra as bandas de energia permitidas em um material semicondutor com o seu “gap” de energia:

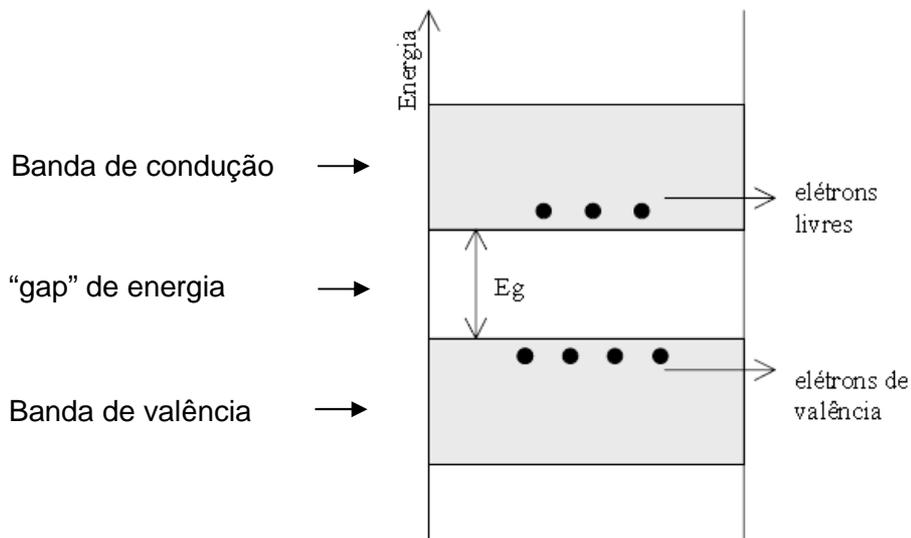


Figura 6.8 – Bandas de energia de um semicondutor.

Na temperatura 0 K, todos os elétrons de valência dos semicondutores encontram-se na banda de valência e o material comporta-se como um isolante. À medida que a temperatura aumenta, esses elétrons adquirem energia térmica e alguns elétrons passam para a banda de condução (HECKTHEUER, 2001).

Se um elétron de valência obtém energia suficiente para romper sua ligação do átomo, torna-se móvel dentro do material e a condutividade elétrica do mesmo aumenta. A quantidade mínima de energia necessária para liberar um elétron é uma constante para o material, sendo equivalente à “barreira de potencial” em elétron-volts (eV).

Um dos principais elementos utilizados na composição das células solares é o Silício. O cristal de Silício puro não possui elétrons livres na banda de condução, conseqüentemente não é um bom condutor elétrico. Porém, seus átomos se caracterizam por possuírem quatro elétrons de ligação na camada de condução, todos participando de ligações covalentes com quatro átomos adjacentes de Silício. Essa configuração é a mais adequada para a alteração de suas características naturais, melhorando sua condutividade quando a eles

são adicionados pequenas quantidades de átomos de outro material, classificados como impurezas. Esse processo é denominado “dopagem”. Dessa forma, acrescentando o fósforo (elemento pentavalente com 5 elétrons na camada de valência) ao silício obtemos um material com maior número de elétrons livres (Silício tipo N). Por outro lado, acrescentando boro (elemento trivalente com 3 elétrons na camada de valência) ao Silício obtemos um material com característica inversa, ou seja, terá falta de elétrons tornando um material com maior número de cargas positivas (Silício tipo P).

Através da união do Silício tipo N com o Silício tipo P, forma-se uma junção denominada “junção P-N”. Nessa junção ocorre uma difusão de elétrons da região N para a região P e uma difusão de lacunas da região P para a região N. Em consequência dessa difusão, a região N próxima à interface fica com deficiência de elétrons (cargas positivas) e a região P próxima à interface fica com cargas negativas. Essa polarização de cargas elétricas gera um campo elétrico interno no material, o qual origina uma força elétrica que se opõe à força de difusão original. No equilíbrio, a corrente devida ao campo compensa a corrente devida à difusão que flui em sentido contrário. Sendo assim, anula a corrente na interface. O campo elétrico formado (E) existe apenas na região da junção, e, seu alcance define a “zona de depleção” cuja largura depende das dopagens do lado N e do lado P. A Figura 6.9 mostra o campo elétrico criado na junção PN:

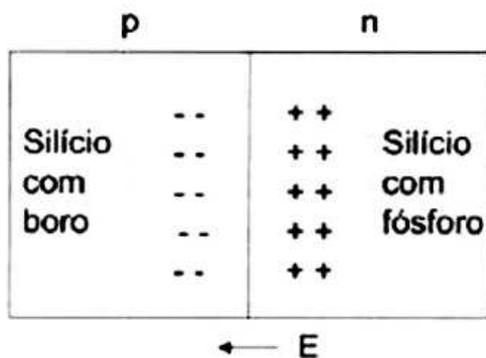


Figura 6.9 – Campo elétrico criado na Junção PN.

Quando submetemos a superfície dessa junção à luz, os fótons (minúsculas partículas elementares que constituem a luz) são absorvidos pelo material fazendo com que um elétron ligado (na banda de valência) rompa essa ligação e passe para a banda de condução, produzindo um elétron livre. Conseqüentemente aparece uma lacuna (ausência de elétron) na banda de valência que pode receber outro elétron.

Ao fecharmos um loop, ou seja, criarmos um caminho físico. O movimento desses elementos e lacunas produz uma corrente elétrica. A Figura 6.10 mostra uma junção PN, sob o efeito da luz, indicando o fluxo das cargas de uma região para outra, produzindo uma corrente elétrica:

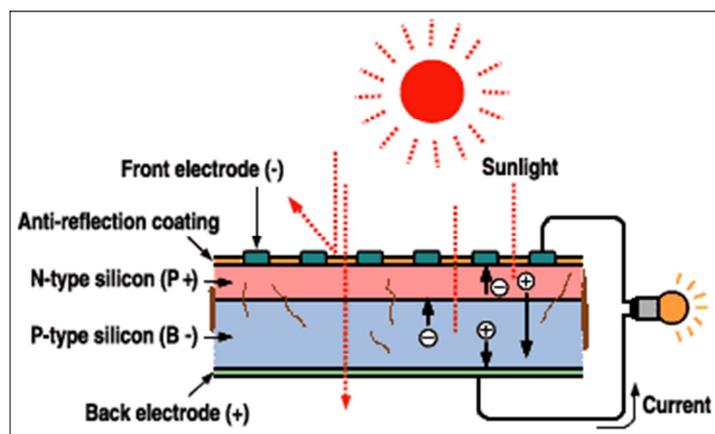


Figura 6.10 – Efeito Fotovoltaico.

Fonte: Veissid (2013b).

Nem toda a energia da luz que incide sobre o material é transformada em energia elétrica. Os principais fatores responsáveis por isso são:

- Perdas por seletividade: nem todos os fótons disponíveis podem ser aproveitados (fótons de baixa energia não conseguem liberar elétrons e fótons de alta energia podem atravessar o cristal sem serem absorvidos);

- Perdas pela utilização parcial da energia dos fótons na criação de pares elétrons-lacuna;
- Perdas pelo não aproveitamento de todos os pares elétrons-lacuna e pela recuperação parcial da energia destes portadores;
- Perdas pelos efeitos das resistências série e paralelo das células solares;
- Perdas devido aos contatos externos utilizados na composição da célula solar.

Essa perda de energia na conversão é que determina uma das características principais de um dispositivo fotovoltaico, a sua “eficiência”. Podemos perceber na Figura 6.10 o comportamento dos fótons (tracejado vermelho). Alguns são refletidos, outros atravessam a junção sem provocar nenhum efeito e outros provocam o movimento das cargas.

6.3. Eficiência da célula solar

Quanto maior a capacidade de transformar a energia solar em energia elétrica maior a eficiência do dispositivo.

As células solares de Silício foram as pioneiras para uso nos satélites. O primeiro satélite lançado que carregava no seu corpo células solares de Silício foi o “Vanguard I”, em março de 1958. Essas células tinham eficiência em torno de 10 %, fornecendo menos de 1 W de potência (RAUSCHENBACH, 1980). Com o passar do tempo, essa eficiência foi sendo aprimorada com o aperfeiçoamento nos processos de fabricação, como técnicas mais apuradas do crescimento do cristal. Outro material também utilizado para a fabricação das células solares foi o Arseneto de Gálio (GaAs). É um material que obteve bons resultados, porém é mais raro na natureza e conseqüentemente mais caro. Conforme relatado em Abreu (2004), com a evolução natural dos processos de fabricação, no final dos anos 80, células de Silício e células de

Arseneto de Gálio apresentaram eficiência superior a 20 %. Cálculos da época previam que o máximo de eficiência teórica a ser obtida por uma célula de homo junção seria de 24 %.

Como a necessidade de aumento de potência dos satélites foi se tornando cada vez maior, tornou-se imprescindível o desenvolvimento de células solares ainda mais eficientes. A partir dos anos 90 surgiram então as células solares com duas ou mais junções. O Arseneto de Gálio com Índio foram os primeiros estudos que obtiveram bons resultados. A técnica de multijunções atenua o problema da perda de energia que acontece quando um fóton de energia maior do que a energia do “gap” do semiconductor é absorvido e o excesso de energia é perdido. A combinação de várias junções, cada uma com mais energia de “gap” adaptada a cada região do espectro solar aumenta a eficiência do dispositivo.

Hoje em dia, os maiores fabricantes de células solares já disponibilizam para venda em grande escala, células de tripla junção com eficiência em torno de 29,5 % (EMCORE, 2013). A Figura 6.11 mostra o aproveitamento da energia solar para esse tipo de célula. Cada um dos elementos responde para um determinado comprimento de onda, obtendo melhor rendimento na conversão:

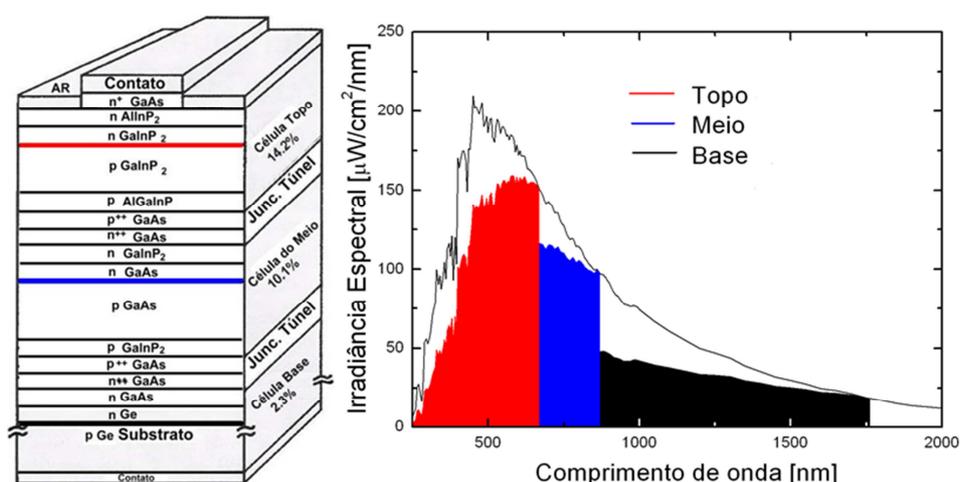


Figura 6.11 – Célula de tripla junção.

Fonte: Veissid (2013b).

Os estudos estão evoluindo nessa direção e células com mais de três junções também estão sendo desenvolvidas e poderão ser utilizadas nos satélites num curto espaço de tempo.

Em paralelo com esse desenvolvimento, outra técnica de desenvolvimento mostrou-se bem promissora. É a técnica de fabricação de células de tripla junção com estrutura de montagem invertida (IMM – Inverted Metamorphic Multi-junction). Além de mais eficientes, essas células são mais flexíveis e mais resistentes à radiação.

A Figura 6.12 mostra um comparativo entre uma célula de três junções (3J) e uma célula IMM (IMM3J). Nota-se que as células solares IMM são produzidas invertendo o processo de crescimento dos elementos. De acordo com EMCORE (2011), a expectativa é que se alcance uma eficiência de até 50 % com essa tecnologia.

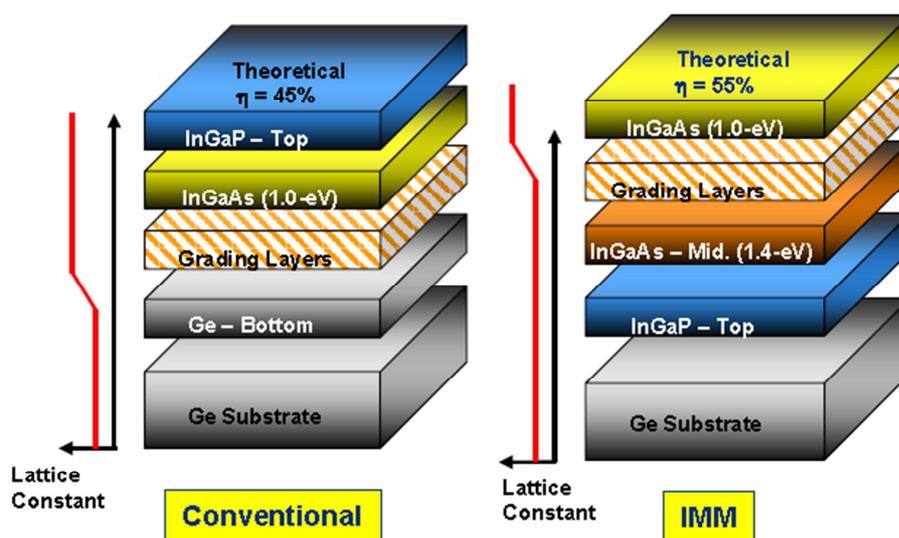


Figura 6.12 – Célula solar IMM de tripla junção.

Fonte: Larocca e Weinswig (2011).

A aplicação dessa técnica utilizando mais junções é o caminho natural das pesquisas. Estudos já estão sendo realizados para a utilização dessa tecnologia de montagem invertida utilizando mais de três junções (IMM6J – six

junction inverted metamorphic multi-junction) (PATEL et al., 2013). A Figura 6.13 mostra a estrutura dessa célula:

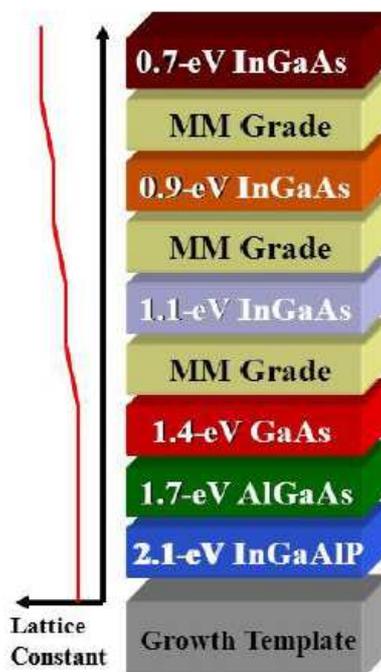


Figura 6.13 – Célula solar IMM de seis junções.

Fonte: Patel et al. (2013).

6.4. Albedo Terrestre

O Albedo terrestre é a medida da quantidade de energia solar refletida pela Terra. Portanto, é uma energia que indiretamente atinge o Gerador Solar e que pode contribuir para a geração da corrente fotogerada. Devido ao controle de apontamento dos satélites da série CBERS, essa contribuição de energia é muito pequena. Isso ocorre, pois o Gerador Solar possui células solares apenas na face superior e esta face está constantemente buscando o melhor apontamento para o sol. Dessa forma a energia refletida pela Terra não atinge diretamente as células solares, podendo ser desconsiderada para as análises. O valor da irradiância solar gerada pelo efeito do Albedo terrestre, que atingem diretamente as células solares do Gerador Solar dos satélites CBERS foi estimado e está relacionado na Figura 6.14:

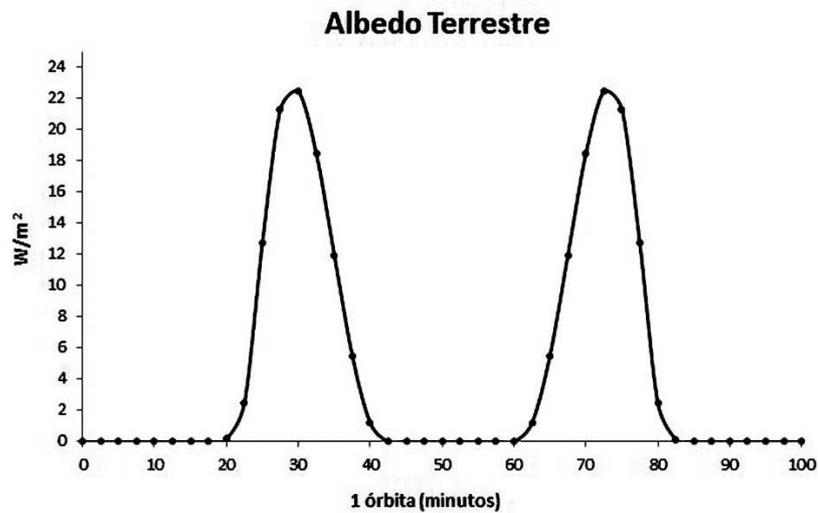


Figura 6.14 – Albedo terrestre incidente no Gerador Solar.
 Fonte: Adaptada de INPE (1992).

Os valores apresentados na figura acima são relativos a uma órbita completa do satélite (por volta de 100 min).

6.5. Comportamento e caracterização da célula Solar

Como já mencionado, as células solares são dispositivos semicondutores fotossensíveis que possuem a propriedade de converter parte da luz incidente em energia elétrica.

Como descrito por Hecktheuer (2001), considerando a célula fotovoltaica real como sendo um diodo cuja junção PN pode ser exposta a radiação solar, tem-se que, a corrente resultante que a célula é capaz de entregar para uma carga é dada como a soma algébrica de três fatores:

- Corrente foto gerada (I_L): gerada quando a junção da célula está iluminada.
- Corrente da célula com a junção no escuro (I_D): corrente pelo diodo.

- Corrente devido às perdas (I_P): como o dispositivo não é ideal nem toda a corrente fotogerada é entregue a carga. Deve ser considerada a perda devido à fuga de corrente (representado pela resistência (R_P) em paralelo com o diodo) e a queda de tensão ocasionada pela circulação de corrente através da própria célula, pela grade de metalização e pelos contatos elétricos (representada pela resistência (R_S) em série com o dispositivo).

Dessa forma, temos a corrente gerada pela célula, definida pela Equação. 6.1:

$$I = I_L - I_D - I_P \quad (6.1)$$

Onde “I” é a corrente resultante da célula, “ I_L ” é a corrente fotogerada, “ I_D ” é a corrente pelo diodo e “ I_P ” é a corrente devido às perdas da célula.

Aproximando a equação da corrente pelo diodo por uma exponencial, substituímos os valores, chegamos a Equação 6.2 que representa o comportamento da característica corrente por tensão de uma célula fotovoltaica (HECKTHEUER, 2001):

$$I = I_L - I_0 \left\{ \left[\exp \frac{e(V+I \cdot R_S)}{m \cdot k \cdot T_j} \right] - 1 \right\} - \frac{V+I \cdot R_S}{R_P} \quad (6.2)$$

Onde “ I_0 ” é a corrente de saturação reversa do diodo, “e” é a carga do elétron, “V” é a tensão nos terminais da célula, “m” é o fator de qualidade do diodo, “k” é a constante de Boltzmann e “ T_j ” é a temperatura da junção da célula.

Quanto melhor a qualidade das células maior o valor da resistência paralelo (R_P tende a infinito) e menor o valor da resistência séria (R_S tende a zero).

Dessa forma, através da Equação 6.2 podemos gerar as curvas características da célula solar (corrente por tensão e potência por tensão).

A Figura 6.15 mostra a curva da célula utilizada nos satélites CBERS1&2 na condição padrão “AM0” ($T = 25\text{ °C}$ e $S_0 = 1367\text{ W/m}^2$).

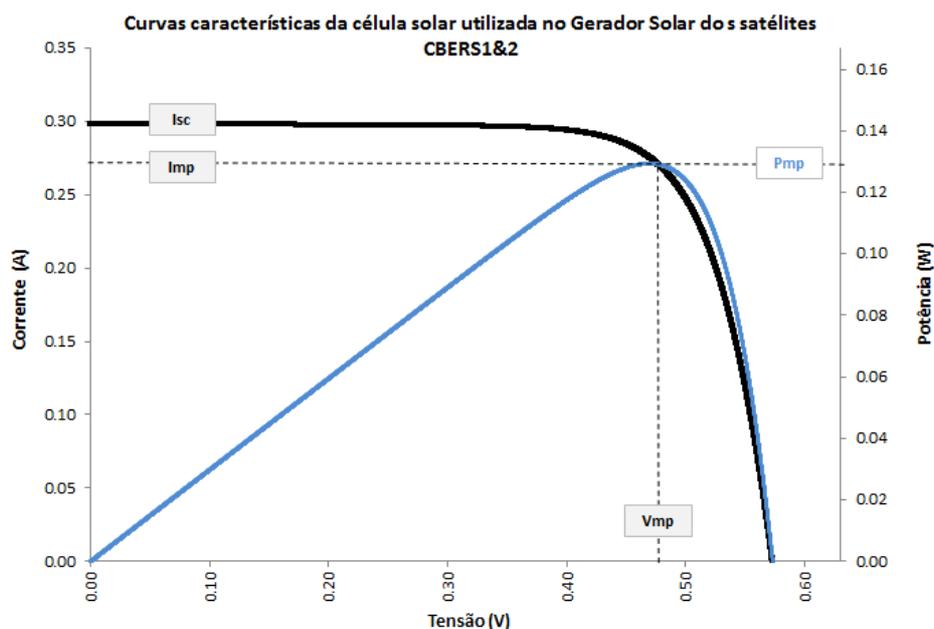


Figura 6.15 – Curvas características da célula solar (“I x V” e “P x V”).

Podemos identificar na figura acima alguns parâmetros básicos que são utilizados para identificar a célula solar (V_{mp} , I_{mp} , V_{oc} e I_{sc}). Multiplicando V_{mp} por I_{mp} obtemos o valor de máxima potência (P_{mp}) que a célula é capaz de gerar para uma determinada condição de irradiância solar e temperatura.

Esses quatro parâmetros definem basicamente todas as características elétricas da célula solar, indicando a sua qualidade. Sendo assim, são fornecidos por todos os fabricantes, podendo também ser obtidos através de medidas físicas no dispositivo com o uso de equipamentos desenvolvidos especificamente para isso. A Figura 6.16 mostra o circuito elétrico equivalente da célula solar com três tipos diferentes de carga (carga R, circuito aberto e

curto circuito). Nos circuitos apresentados podemos identificar os quatro parâmetros principais da célula solar (V_{mp} , V_{oc} , I_{mp} e I_{sc}).

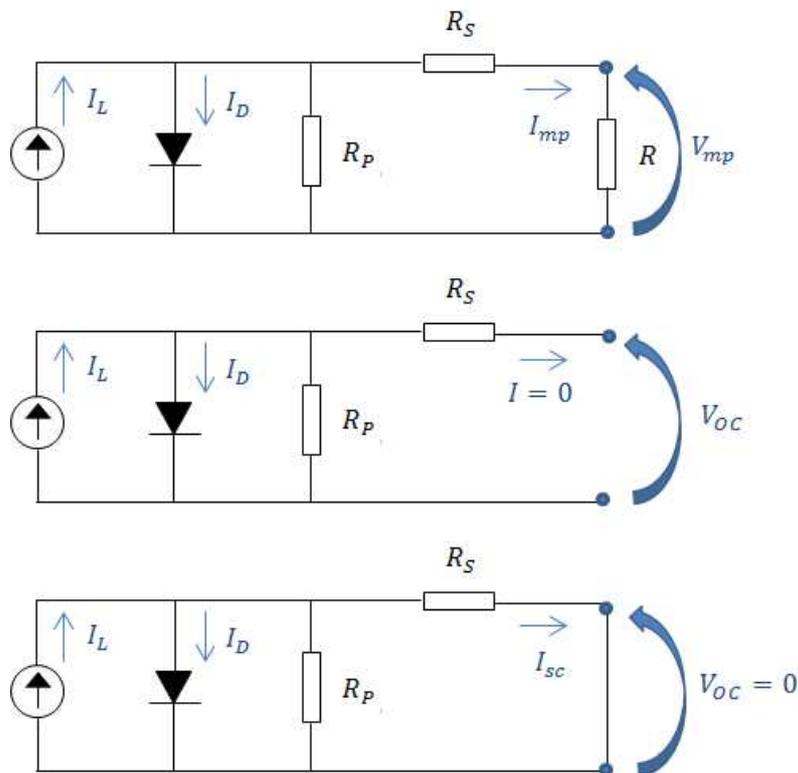


Figura 6.16 – Circuito elétrico equivalente da célula solar (3 tipos de cargas).

Em função desses parâmetros podemos obter dois parâmetros de identificação da qualidade das células: fator de preenchimento (fill fator) e eficiência.

O Fator de preenchimento é relacionado pela Equação 6.3 (VEISSID, 1989):

$$FF = \frac{V_{mp} \cdot I_{mp}}{V_{oc} \cdot I_{sc}} \quad (6.3)$$

Em termos gráficos ele representa uma área sob a curva $I \times V$ da célula ou dispositivo fotovoltaico. Idealmente o preenchimento total da referida área indica fator de preenchimento igual a 1. A Figura 6.17 ilustra esse conceito.

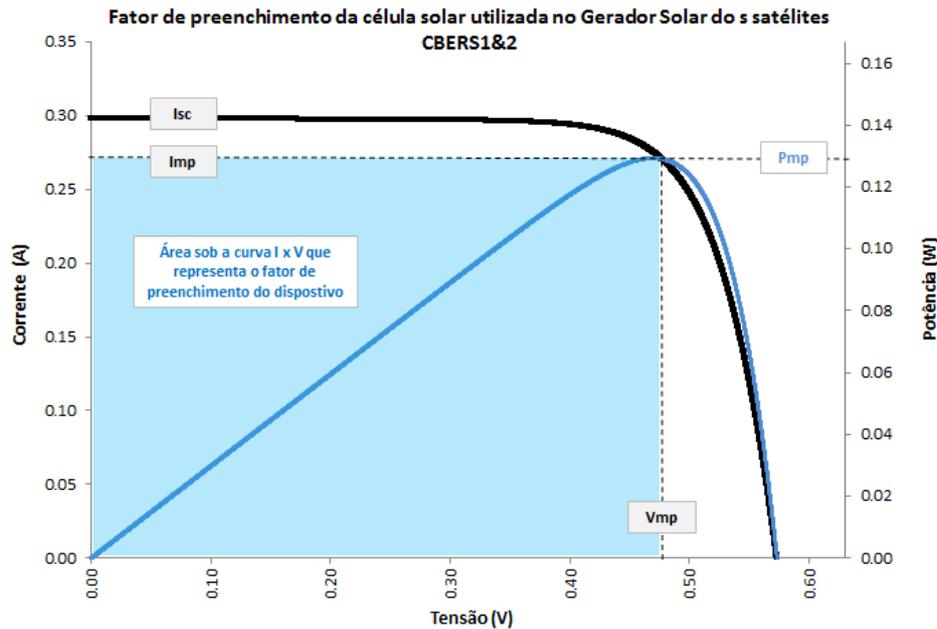


Figura 6.17 – Fator de preenchimento da célula solar.

O fator de preenchimento pode ser usado para comparar células solares diferentes, submetidas às mesmas condições ambientais. Tipicamente as células solares possuem esse parâmetro com valores entre 0,75 e 0,80 (RAUSCHENBACH, 1980).

A eficiência da célula solar já foi discutida anteriormente e é estabelecida em função das técnicas de fabricação e dos elementos que a compõe. Dentro de uma mesma classe de células solares, pequenas variações na eficiência são encontradas devido ao processo de fabricação e da interferência dos contatos externos. Através dos parâmetros básicos de cada célula podemos determinar a eficiência através da Equação 6.4 (VEISSID, 1989).

$$\eta(\%) = \frac{P_{mp}}{S \cdot a} = \frac{V_{mp} \cdot I_{mp}}{S \cdot a} \quad (6.4)$$

Sendo “S” a irradiância solar incidente na célula e “a” a área do dispositivo.

Normalmente o valor típico da eficiência é fornecido na condição AM0 ($S = 1367 \text{ W/m}^2$ e $T = 25 \text{ }^\circ\text{C}$).

Para o caso do Gerador Solar do CBERS, a irradiância solar depende do período do ano, devido ao movimento relativo da Terra em relação ao Sol e do ângulo de incidência que os raios solares fazem com a normal do Gerador Solar. Esse ângulo, e os mecanismos para que se possa encontrá-lo será amplamente discutido em tópicos posteriores. A Figura 6.18 mostra a variação da curva I x V m função da variação dos níveis de irradiância solar. As curvas geradas se referem ao Gerador Solar dos satélites CBERS (ISG1A) no início de vida, mantendo uma temperatura fixa de $75 \text{ }^\circ\text{C}$.

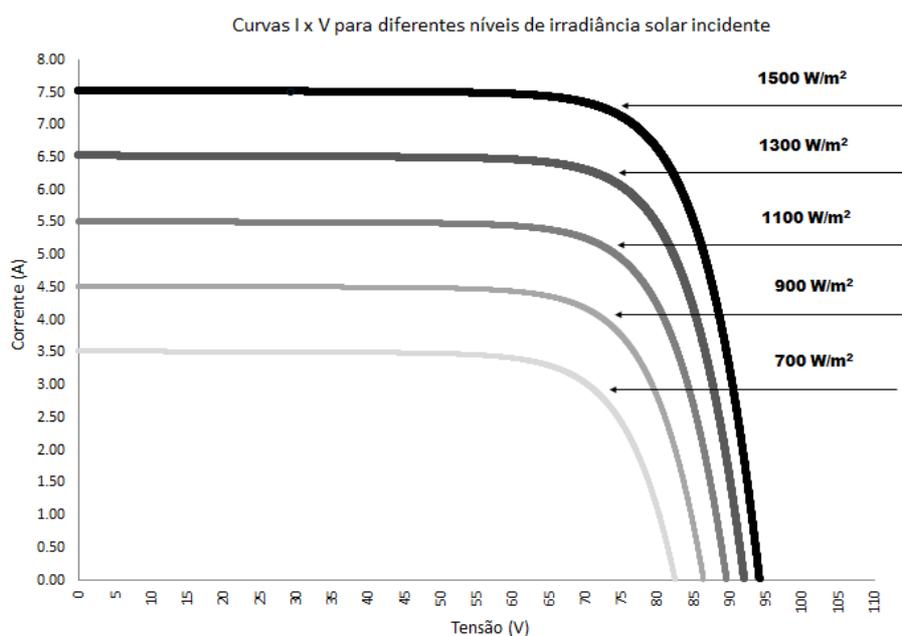


Figura 6.18 – Curvas I x V para diferentes níveis de irradiância solar.

Existe uma relação de compromisso que precisa ser analisada para que se consiga um melhor desempenho do satélite. Níveis de irradiância maiores proporcionam maiores correntes fotogeradas. Por outro lado podem provocar problemas no balanço térmico do satélite. Também nem sempre é possível realizar o apontamento otimizado do Gerador Solar com o sol. Normalmente o

posicionamento das câmeras dos satélites e o movimento de rotação do Gerador em um único sentido, limitam essa otimização.

Outra importante variável que afeta o comportamento da curva I x V é a temperatura. Os Geradores Solares, em órbita, são submetidos a extremos de temperatura (-80 °C a 80 °C) que afetam o comportamento da curva. O coeficiente dessa variação é dependente da tecnologia de fabricação e é fornecido pelo fabricante. A correção desses parâmetros com a temperatura é estabelecido pelas Equações 6.5, 6.6, 6.7 e 6.8 (VEISSID, 1989).

$$I_{sc} = I_{sc0} + \beta_{I_{sc}} \cdot (T - T_0) \quad (6.5)$$

$$I_{mp} = I_{mp0} + \beta_{I_{mp}} \cdot (T - T_0) \quad (6.6)$$

$$V_{mp} = V_{mp0} + \beta_{V_{mp}} \cdot (T - T_0) \quad (6.7)$$

$$V_{oc} = V_{oc0} + \beta_{V_{oc}} \cdot (T - T_0) \quad (6.8)$$

Sendo o índice “0” o valor dos parâmetros medidos nas condições de iluminação padrão “AM0”, “T₀” a temperatura padrão (25 °C) e “R_{I_{sc}}” e “R_{I_{mp}}”, “R_{V_{mp}}” e “R_{V_{oc}}” a variação com a temperatura dos parâmetros (fornecido pelo fabricante) conforme tabela 5.2, apresentada no capítulo 5.

Os efeitos que a temperatura provoca na curva I x V podem ser observados na Figura 6.19. As curvas geradas representam o comportamento do Gerador Solar dos satélites CBERS (ISG1A) no início de vida, considerando uma irradiância solar fixa de 1367 W/m². Cada uma delas foi gerada para uma temperatura específica.

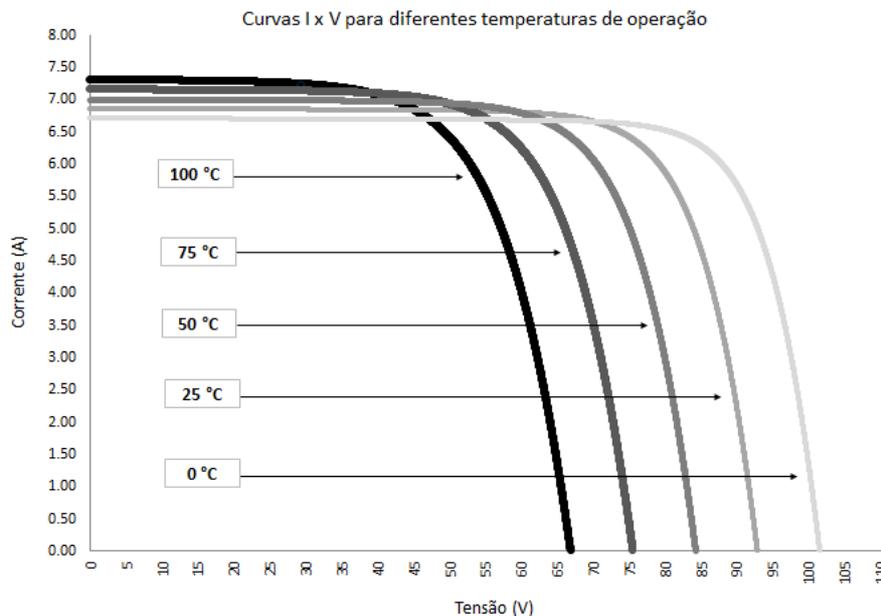


Figura 6.19 – Curvas I x V para diferentes temperaturas de operação.

Observa-se que quanto maior a temperatura, menor a tensão. Por outro lado, maior é a corrente fotogerada. Esse fenômeno ocorre devido às características dos materiais que compõem as células solares, na qual a tensão tem coeficiente de variação com a temperatura negativo e a corrente coeficiente positivo. A tabela 5.2 apresenta esses índices para as células solares de Silício dos satélites CBERS.

6.6. Radiação Solar e seus efeitos

O Sol irradia energia continuamente em diversas formas – luz visível, infravermelho, ultravioleta, raios-X, raios gama (γ), ondas de rádio, elétrons, prótons e plasma (gás quente carregado eletricamente). Essa abundância de partículas carregadas faz do espaço um ambiente hostil (MUKUND, 2005).

Dentre os principais fenômenos solares podemos citar dois que interferem diretamente no funcionamento dos equipamentos dos satélites: Vento solar e a Injeção de massas coronárias (IMC). Um dos eventos que ocorrem com mais frequência, dentro do conceito de injeções de massas coronárias são as explosões solares.

O vento solar é um fluxo supersônico, de velocidade em torno de 400 km/s, de plasma ionizado que se move radialmente a partir do sol. Dependendo das estruturas que carrega pode levar de 2 a 5 dias para percorrer a distância de 1 UA (1 unidade astronômica – distância média entre a Terra e o Sol que equivale a aproximadamente $1,5 \cdot 10^8$ Km) (MURALIKRISHNA, 2009).

Segundo Dal Lago (2004) as IMC's lançam enormes quantidades de matéria do Sol para o meio interplanetário, os quais possuem características bastante distintas do vento solar quando observadas nas proximidades da Terra (menor temperatura de prótons, campo magnético mais intenso e suave, entre outras). Elas se propagam com velocidades superior a velocidade magnetosônica do vento solar, produzindo uma onda de choque a qual produz efeitos de compressão e intensificação do campo magnético da Terra.

A Terra possui um campo magnético que se comporta como um obstáculo para as partículas carregadas provenientes dos fenômenos solares, provocando uma interação entre eles. A região de atuação desse campo magnético terrestre é denominada Magnetosfera Terrestre. A Figura 6.20 ilustra a formação do campo magnético da Terra:

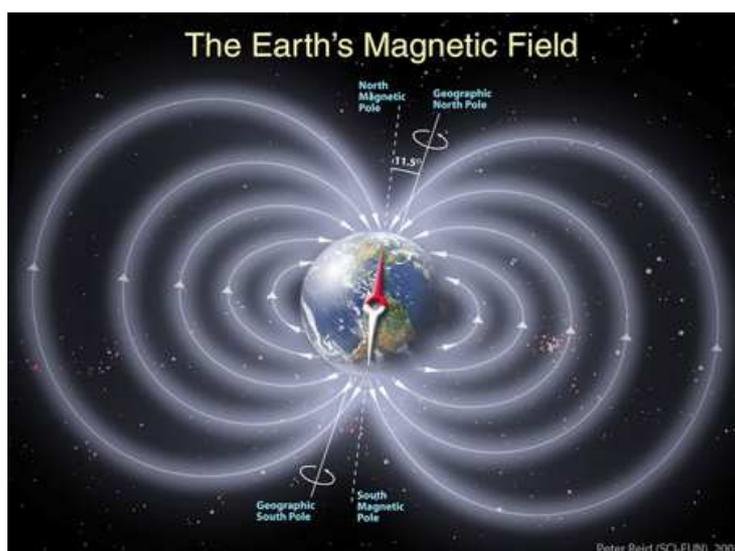


Figura 6.20 – Campo magnético da Terra.

Fonte: ESA (2013).

O eixo do campo magnético é inclinado em relação ao eixo de rotação da Terra de 11,5°.

Dentro dessa região, existe a formação de dois cinturões de radiação (ou cinturões de Van Allen), onde grande parte dessas partículas fica aprisionadas.

Os cinturões de radiação de Van Allen constituem um permanente perigo para os satélites em órbita. Eles são constituídos de elétrons e íons (maior parte de prótons) tendo energia maior que 30 KeV e tem uma distribuição não uniforme na magnetosfera (WERTZ; LARSON, 1992).

A interação entre o campo magnético da Terra e o vento solar provoca uma deformação nas linhas de campo magnético conforme pode ser visto na Figura 6.21:

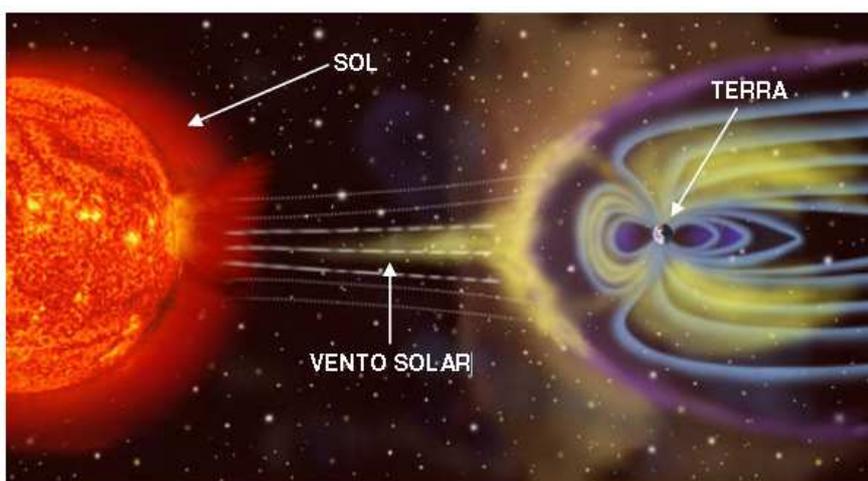


Figura 6.21 – Interação entre o campo magnético da Terra e o vento solar.

Fonte: Muralikrishna (2009).

Devido à formação do campo magnético da Terra, as partículas carregadas, provenientes do sol, são desviadas para os polos terrestres, onde o campo é mais intenso.

O Gerador Solar, devido ao seu posicionamento externo ao corpo do satélite, é o equipamento do subsistema de potência mais afetado pela radiação solar.

Particularmente, as células solares, que como qualquer dispositivo semiconductor, está sujeita à degradação elétrica quando exposta à radiação solar. Os efeitos podem ser observados diretamente sobre os parâmetros elétricos ou alterando as propriedades naturais dos elementos que a compõem. O resultado desses fenômenos é a perda de eficiência do dispositivo.

Simulações em laboratório demonstram os efeitos danosos sobre as células solares, devido às partículas ionizantes. Para que as simulações possam ser realizadas, sabendo que a onda energética oriunda do Sol é composta de várias partículas de alta energia, houve a necessidade de se utilizar um termo comum nas análises. Um milhão de elétrons volts (1 MeV) é a unidade do nível de energia equivalente de várias partículas carregadas. O elétron-volt (eV) é definida como a energia cinética que um elétron recebe ao ser acelerado por uma diferença de potencial de 1 volt num campo elétrico. O MeV é a energia cinética ganha pelo elétron quando acelerado por uma diferença de potencial de um milhão de volts (RESNICK; HALLIDAY, 1973).

Similarmente, o dano produzido por prótons de várias energias está relacionado ao dano produzido por 10 MeV de prótons pelo “coeficiente de danos para prótons”. Podemos assim relacionar o dano produzido por 10 MeV de prótons ao dano produzido por 1 MeV de elétrons por um simples fator de conversão de dano. Dessa forma, 10 MeV de prótons faz aproximadamente o mesmo dano que 3000 elétrons de 1 MeV de energia (RAUSCHENBACH, 1980).

Dessa forma, o processo para obtenção da fluência equivalente de 1 MeV reduz o ambiente de radiação espacial para um ambiente de elétrons em laboratório na qual a degradação das células solares podem ser melhor avaliadas (TADA et al., 1982).

Os satélites de órbita baixa são colocados em órbitas com altitude inferiores a formação dos cinturões, onde se concentram a maior parte das partículas aprisionadas. Dessa forma eles ficam imersos na magnetosfera, porém mais

protegidos das ejeções solares. Já os satélites Geoestacionários estão numa região acima dos cinturões. Portanto, numa região com um fluxo menor de partículas radioativas, mas com maior probabilidade de serem atingidos pelas ejeções solares, principalmente nos períodos de maior atividade solar.

A Figura 6.22 ilustra os anéis de Van Allen, apontando seu posicionamento com relação aos satélites de órbita baixa (LEO) e geoestacionários (GEO):

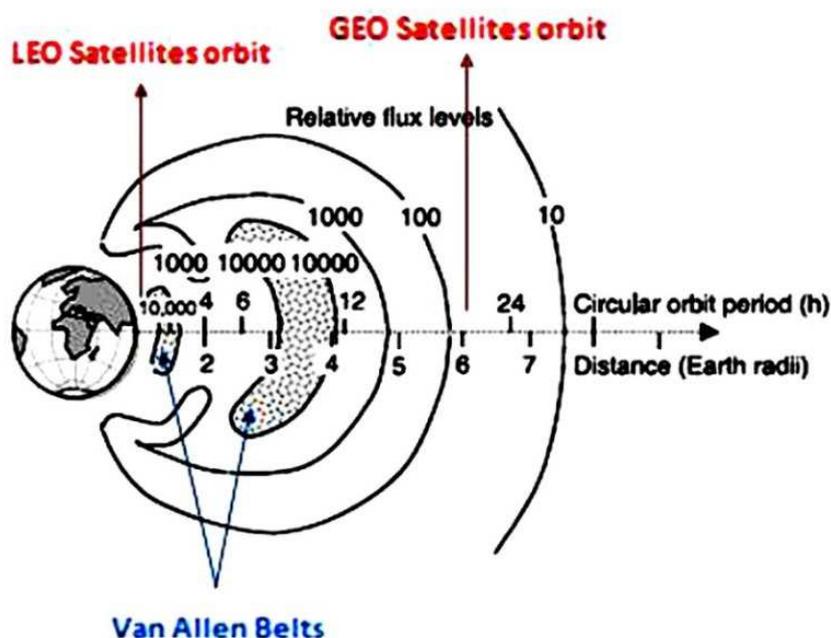


Figura 6.22 – Interação entre o campo magnético da Terra e o vento solar.
 Fonte: Adaptada de Mukund (2005).

Onde “Distance (Earth radii)” representa o raio da Terra (~ 6378,140 km)

Como o conhecimento dos níveis de radiação é de grande preocupação para a comunidade científica, não só pela degradação nos equipamentos do satélite como principalmente pelos efeitos no ser humano, o mapeamento do espaço em função da presença de partículas ionizantes é de fundamental relevância. A tabela 6.1 relaciona a distribuição das partículas em função da altitude:

Tabela 6.1- Radiação em órbita da Terra

Faixa aproximada de Altitude (Km)	Partícula de Radiação
0 a 250	Desprezível
250 a 1600	Elétrons e Prótons aprisionados
1600 a 50000 (inclui altitude síncrona de 35785)	Elétrons aprisionados, prótons de explosão solar e partículas alfa
Acima de 50000	Prótons de explosão solar e partículas alfa

Fonte: adaptada de Rauschenbach (1980).

A altitude dos satélites CBERS se encontra por volta de 750 km, dessa forma, elétrons e prótons aprisionados são as principais partículas ionizantes responsáveis pela degradação das correntes fotogeradas.

A agência espacial europeia, através de suas normas para ambiente espacial, classifica os elementos através de seus efeitos. A Tabela 6.2 apresenta uma síntese para as missões do tipo LEO que são de interesse desse trabalho:

Tabela 6.2- Radiações primárias e secundárias

Efeito da Radiação	Tipo de Missão	Radiações primárias relevantes	Radiações secundárias relevantes
Dose total ionizante	LEO	Prótons aprisionados Elétrons aprisionados Prótons solares	Raios X dos elétrons
Dano de deslocamento	LEO	Prótons aprisionados Prótons solares	Raios X dos elétrons
Efeitos "Single event"	LEO	Prótons aprisionados Partículas energéticas solares Raios cósmicos	Nêutrons secundários

Efeitos radio biológicos	LEO	Prótons aprisionados Elétrons aprisionados Prótons solares Raios cósmicos	Raios X dos elétrons Prótons e elétrons secundários
--------------------------	-----	--	--

Fonte: Adaptada de ECSS (2008).

Efeitos radio biológicos estão relacionados às partículas que podem causar danos aos seres humanos. Efeitos “*Single event*” (SEE) podem ser destrutivos ou apenas modificar o estado operacional de alguns dispositivos. Tem os seus efeitos mais sentidos em dispositivos como memórias, opto acopladores e transistores.

No caso específico dos Geradores Solares, a maior preocupação se concentra nos efeitos da Dose Total Ionizante (TID) e Dano de deslocamento (DD).

A ionização ocorre quando elétrons em sua órbita são removidos de um átomo ou molécula nos gases, líquidos ou sólidos (TADA et al., 1982).

De acordo com ECSS (2008), um dos principais efeitos da TID é a alteração nas propriedades ópticas do material, provocando o aparecimento de centro de cores nos vidros de proteção das células solares. Esse efeito faz com que eles absorvam um pouco da luz incidente na célula, reduzindo o nível de luz que alcança a célula solar. Como efeito secundário, provoca um aumento da temperatura do dispositivo que altera o seu comportamento. Dessa forma, a energia luminosa que seria convertida em corrente elétrica é parcialmente perdida, reduzindo a corrente fotogerada.

O denominado dano de deslocamento provoca uma redução nos parâmetros características da célula, através do deslocamento de átomos da estrutura do cristal, reduzindo o tempo de vida dos portadores minoritários dos semicondutores (prótons e elétrons), ocasionando perda de eficiência no dispositivo.

Os efeitos da radiação podem ser observados diretamente nos parâmetros característicos da célula (P_{mp} , I_{sc} e V_{oc}). Existe uma relação direta entre esses parâmetros, conforme apresentado na Equação 6.9 (TADA et AL, 1982):

$$P_{mp} = F \cdot I_{sc} \cdot V_{oc} \quad (6.9)$$

Sendo “F” um fator de forma.

Como “F” é relativamente insensível à radiação, a variação de P_{mp} com a radiação é definida pelo produto de I_{sc} por V_{oc} .

O mecanismo utilizado nos satélites para proteção do Gerador Solar contra os efeitos das partículas radioativas é a colocação do vidro de proteção sobre as células solares (coverglass). Em função da quantidade de partículas presentes, do nível de potência no final de vida, da órbita do satélite e do seu tempo de vida, uma análise criteriosa deve ser realizada para determinar qual o tipo de material utilizado, e, principalmente, sua espessura. Um projeto inadequado pode resultar em degradações maiores que o previsto (espessura menor) ou massa desnecessária incorporada ao sistema (espessura maior).

6.7. Hora de passagem ou hora de cruzamento do satélite no Equador

A hora de passagem é definida como o instante que o satélite cruza a linha do Equador em trajetória ascendente, sentido ao polo Norte (INPE, 1995).

Os satélites da série CBERS foram projetados para uma órbita elíptica solssíncronas (órbita heliossíncrona). É uma órbita que combina altitude e inclinação de tal modo que o satélite, na passagem ascendente ou descendente sobre um determinado ponto da superfície da Terra, terá sempre o mesmo horário solar. Isso é de fundamental importância para satélites de imageamento ou de sensoriamento remoto, pois, sempre poderão coletar a mesma imagem ou algum dado científico de um mesmo local do planeta, na mesma hora local, conseqüentemente com o mesmo nível de iluminação sobre

o ponto analisado. Portanto, o ângulo entre o plano da órbita e a linha que une o centro da Terra ao Sol deve ser mantido constante.

De acordo com INPE (2004), os satélites da série CBERS precisam ficar dentro de uma janela de lançamento entre 10:15 hs e 10:45 hs. O limite inferior é estabelecido, pois todo o projeto do balanço de potência do satélite é admitido para essa condição na qual é gerada a menor potência. Abaixo desse horário, a incidência de Sol sobre o painel solar diminui e pode comprometer o balanço energético do satélite. O limite superior é definido pelo sistema de resfriamento das câmeras, pois passagens em horários superiores poderiam causar problemas no seu sistema térmico (aumento da temperatura no dispositivo). Portanto, dentro dessa faixa de tempo estabelecida, foram definidos três horários de lançamento possíveis: 10:15 hs, 10:30 hs e 10:45 hs.

Essa especificação impõe os níveis de irradiância solar efetiva (teórica) sobre o Gerador Solar, pois definem o ângulo de incidência entre o Sol e a normal do Gerador Solar, ao longo do ano. A combinação da variação desse ângulo com a variação da distância Terra-Sol resulta nas curvas de irradiância solar efetiva (teóricas) para os três horários especificados, conforme Figura 6.23.

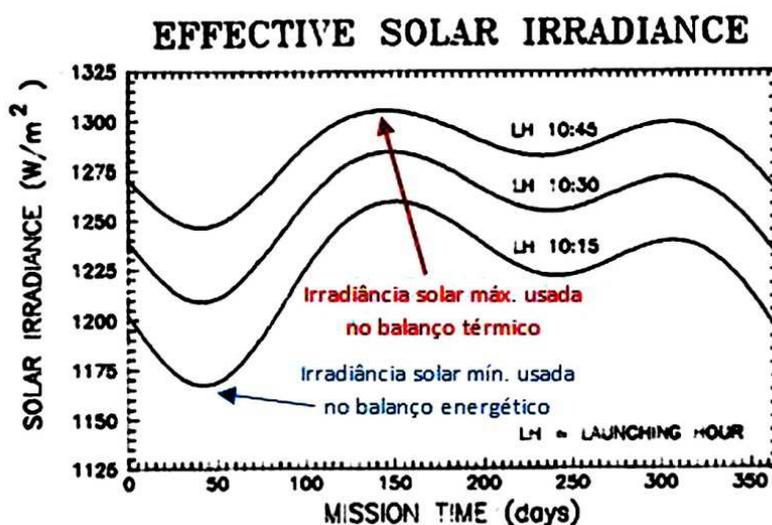


Figura 6.23 – Irradiância solar efetiva x Hora de passagem.

Fonte: Adaptada de INPE (1992).

Como pode ser observado na figura acima, ocorre uma variação significativa nos valores da irradiância solar efetiva ao longo do ano, provocada pelas variações da posição relativa entre a Terra e o Sol. Segundo Carrara e Medeiros (1984), embora a ascensão reta do satélite (elemento orbital) seja linear no tempo, a ascensão reta do Sol não é (devido à obliquidade da eclíptica e excentricidade da órbita terrestre). Dessa forma, o horário de cruzamento com o Equador, que também pode ser definido pela diferença entre esses parâmetros (ascensão reta da Terra e do Sol) não se mantém constante no tempo.

Idealmente, para o sistema de potência, a melhor hora de passagem seria 06:00 hs, pois o satélite receberia a energia solar em todo o período da órbita. Porém, não atenderia a condição de varredura completa da Terra, nem tampouco os requisitos térmicos do satélite. A Figura 6.24 mostra como seria a órbita de um satélite em uma passagem as 06:00 hs.

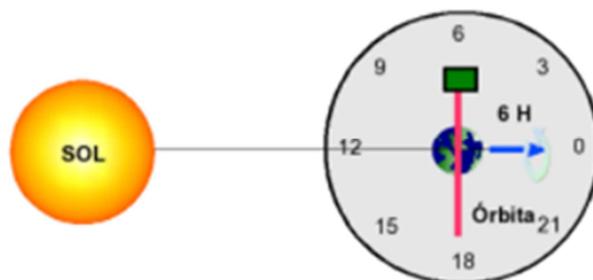


Figura 6.24 – Hora de passagem – 06:00 hs.

Fonte: INPE (1995).

Imaginando um relógio com 24 hs que tem a Terra como seu centro. Caminhando do centro do Sol em direção ao centro da Terra cruzaremos com a marca de 12 hs (meio dia). Depois do centro da Terra e continuando cruzaremos a marca da hora zero (meia noite). A linha em vermelho mostra o plano orbital do satélite, sendo o quadrado em verde a posição do satélite. Como pode ser observado na figura acima, para essa hora de passagem, o

satélite recebe a energia do Sol sempre na mesma intensidade. Além disso, para esse tipo de passagem não há ocorrência de eclipse.

Já para o satélite que tem como hora de passagem às 10:30 hs, como os satélites CBERS, já não temos mais a condição de energia solar constante. O deslocamento na órbita faz com que o ângulo entre a normal do Gerador Solar e o Sol varie constantemente. A Figura 6.25 ilustra o satélite em seu movimento (linha vermelha) cruzando o Equador às 10:30 hs:

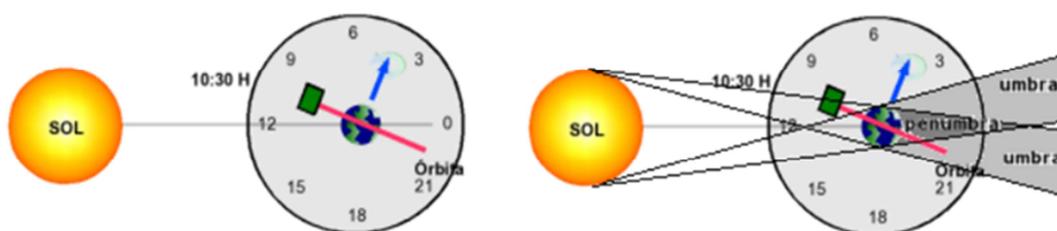


Figura 6.25 – Hora de passagem – 10:30 hs.

Fonte: INPE (1995).

Nessa passagem, o satélite atravessará um período sem luz solar direta (umbra + penumbra).

Segundo Carrara e Medeiros (1984), em algumas análises de órbitas solsíncronas, é comum utilizar a hora de passagem como um elemento orbital em detrimento da ascensão reta do nodo ascendente, pois essa última varia com o tempo, enquanto que a hora de passagem tende a se manter constante (condição ideal). Nesse caso o parâmetro é fornecido em graus, onde 12:00 hs representa 0° .

Como a Terra se move em torno do sol, para manter seu plano de órbita constante, o satélite deverá executar um movimento rotacional para acompanhar esse movimento. Dessa forma, o ângulo entre a normal ao plano da órbita do satélite e a linha Terra-Sol será mantido constante. Isso significa que a precessão do plano orbital do satélite deve estar numa taxa que seja

equivalente à taxa da translação da Terra ao redor do sol. Isso é obtido através do estabelecimento de uma relação apropriada entre o raio da órbita circular e o ângulo de inclinação da órbita do satélite. (EPIFHANIO, 2002). Como o período de rotação da Terra em torno do Sol é de aproximadamente 365 dias, logo sua rotação média deverá ser de aproximadamente 1° ao dia.

A Figura 6.26 mostra o movimento ideal de um satélite ao longo do ano, para uma órbita heliossíncrona que procura manter sempre constante o ângulo entre a órbita do satélite e uma referência fixa:

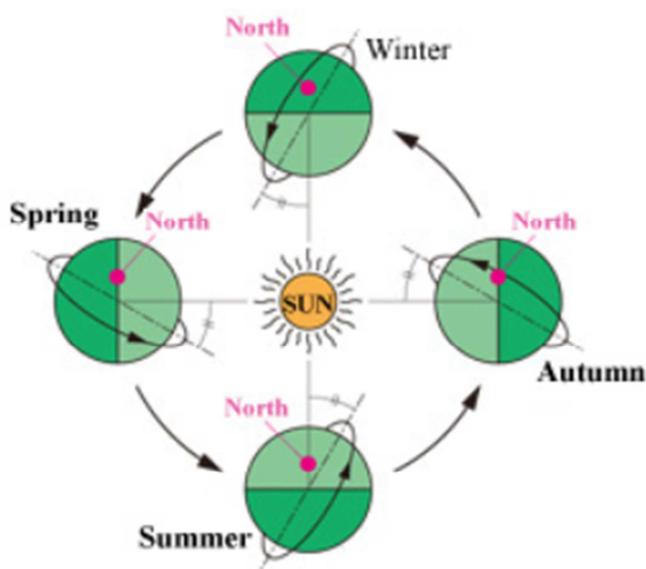


Figura 6.26 – Órbita Heliossíncrona.

Fonte: Jaxa (2013).

Dessa forma, o satélite cruza um determinado ponto da Terra sempre com as mesmas condições de iluminação, que é um princípio fundamental para satélites de imageamento. Na prática, essa condição não se mantém constante por toda a vida. Perturbações como o arrasto atmosférico, pressão da radiação, atração luni-solar, fazem com que o satélite vá aos poucos alterando sua hora de passagem, tomando como referência um ponto fixo (nesse caso consideramos o plano do Equador como referência).

A Figura 6.27 apresenta os dados da hora de passagem do satélite CBERS1. Os dados foram obtidos a partir de mar/01 até a sua morte (ago/03).

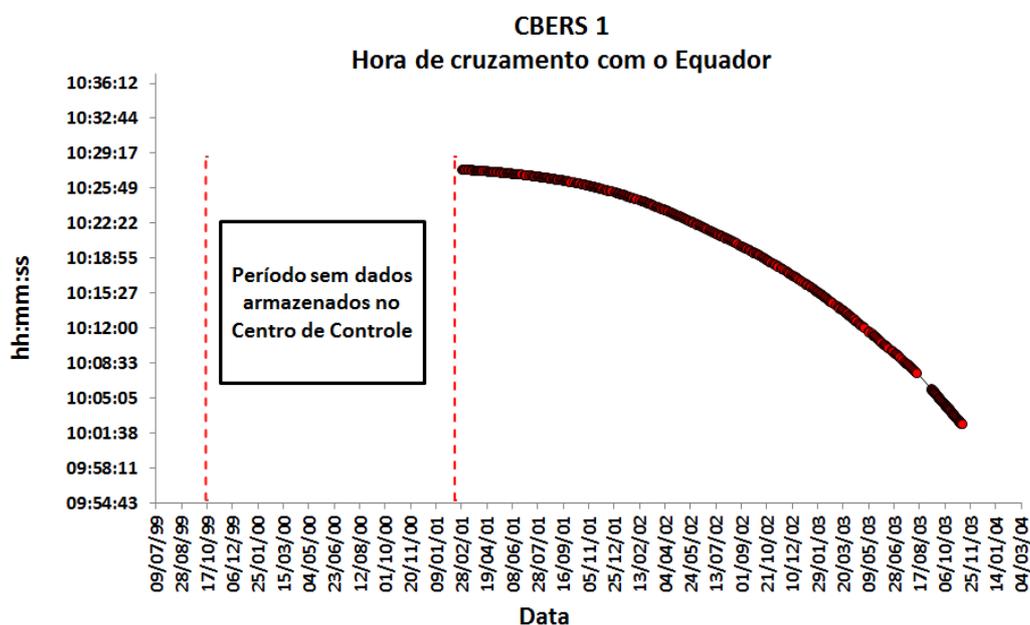


Figura 6.27 – Hora do cruzamento com o Equador do Satélite CBERS1.

Fonte: INPE.CCS (2012).

No período compreendido entre o lançamento (out/99) até mar/03, o satélite ficou sob o controle dos chineses. O Brasil não recebeu essas informações nem realizou os cálculos de propagação para obtê-las. Essa atividade passou a ser realizada quando o satélite passou a ser controlado pelo Brasil. A partir desse período, mesmo ocorrendo o revezamento no controle do satélite entre os dois países, os dados foram calculados e armazenados pelo lado brasileiro.

Já para os outros dois satélites CBERS, mesmo com o revezamento de responsabilidades de controle, não houve descontinuidade desses dados.

A Figura 6.28 apresenta os dados da hora de passagem do satélite CBERS2 desde o lançamento (out/03) até a sua morte (jan/09):

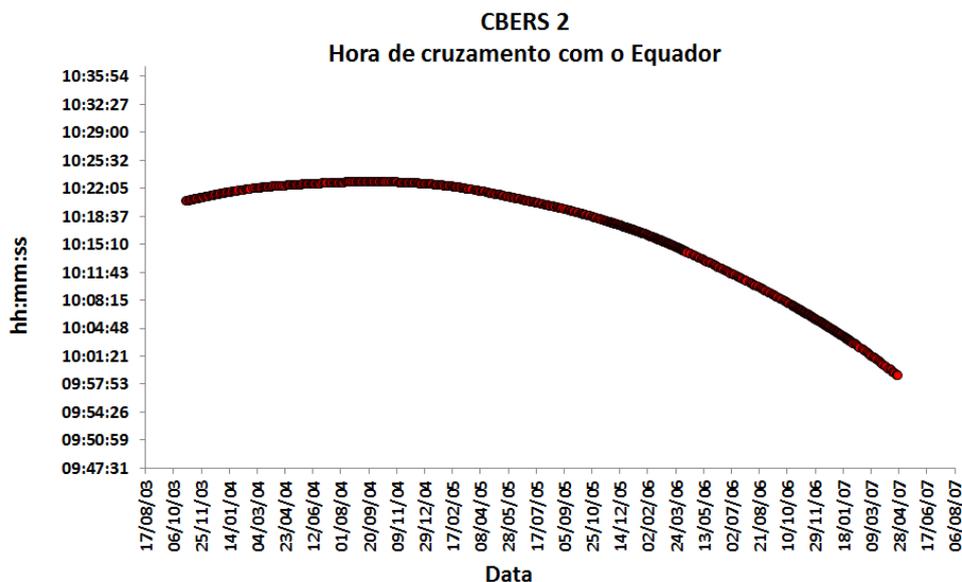


Figura 6.28 – Hora de cruzamento com o Equador do Satélite CBERS2.
 Fonte: INPE.CCS (2012).

A Figura 6.29 apresenta os dados da hora de passagem do satélite CBERS2B desde o lançamento (set/07) até a sua morte (abr/10):

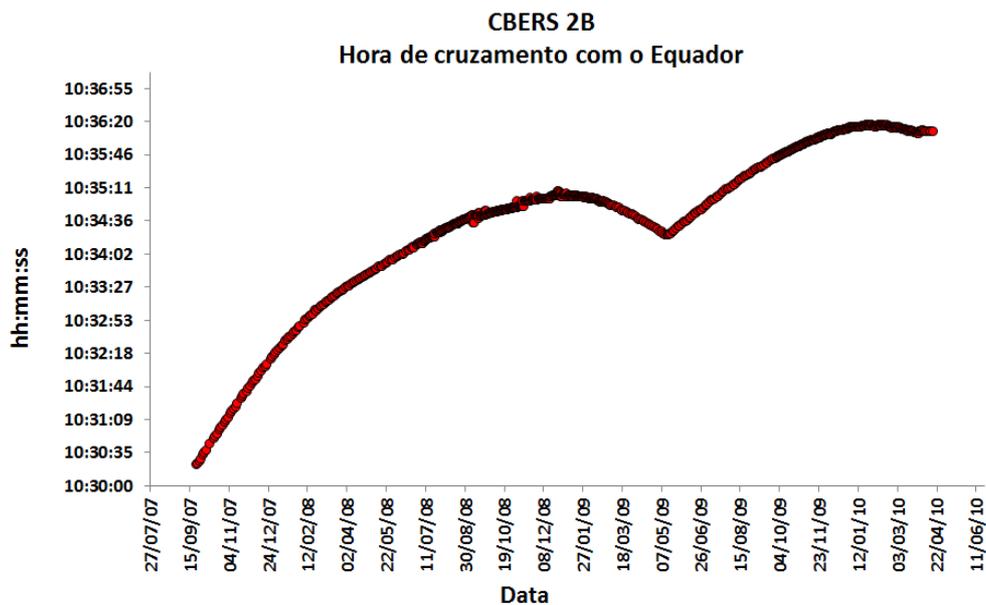


Figura 6.29 – Hora de cruzamento com o Equador do Satélite CBERS2B.
 Fonte: INPE.CCS (2012).

Nesse satélite, como pode ser observado na curva acima, em maio de 2009 houve uma falha no sistema de controle de altitude. Essa falha deixou o satélite completamente desgovernado por um determinado período, fazendo com que ocorresse uma alteração sensível em seu plano orbital.

6.8. Posicionamento do satélite no espaço

Os valores da corrente fotogerada pelo Gerador Solar em cada instante dependem, fundamentalmente, da localização do satélite no espaço. Devido ao movimento do satélite em sua trajetória orbital e do movimento da Terra em relação ao Sol o ângulo formado entre a normal do Gerador Solar e o Sol varia constantemente com o tempo.

O NORAD (North American Aerospace Defense Command), órgão americano responsável por sua defesa, possui uma base de dados com as “efemérides” (posição do satélite ao longo do tempo) de quase todos os satélites já lançados. Ele monitora o movimento de qualquer objeto em órbita ao redor da Terra, desde os satélites até lixo espacial. Conhecendo as efemérides é possível determinar a posição do satélite no espaço em qualquer instante. Esse banco de dados armazena as informações em um formato denominado TLE (Two Lines Elements) que será apresentado em tópicos posteriores.

O subsistema do satélite responsável pelo controle de atitude e órbita (AOCS) tem como uma das suas funções manter o Gerador Solar apontado para o sol, enquanto o satélite aponta para a Terra. Isso é realizado através de inúmeros sensores, que captam as informações do sol, das estrelas e enviam para o computador que manipula os dados e realiza o apontamento. Dois desses sensores (ASS-1 e ASS-2) estão instalados na estrutura do Gerador solar, conforme Figura 6.30:

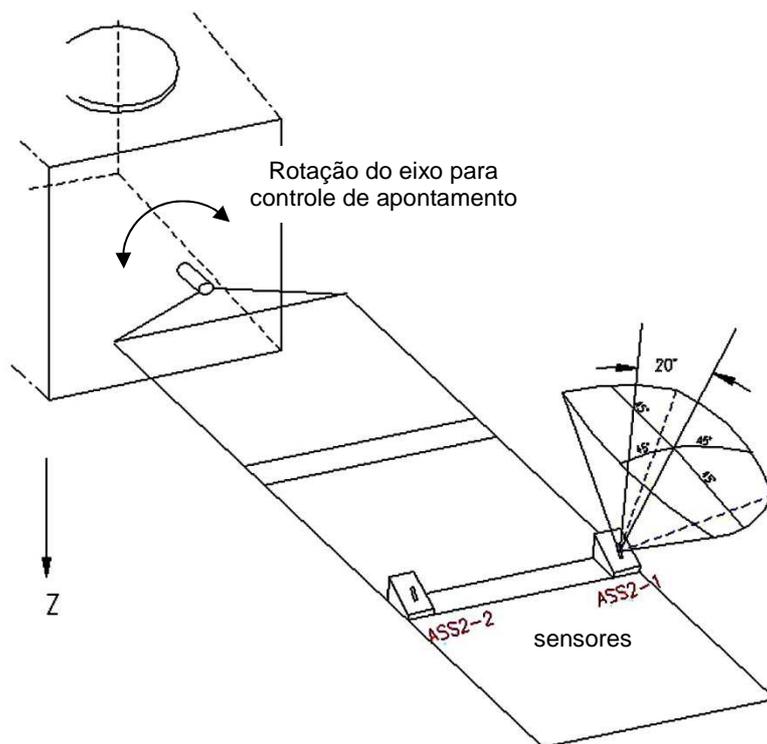


Figura 6.30 – Sensores para ajuste de apontamento do Gerador Solar.

Fonte: adaptada de INPE (2001)

Embora até se admita um controle de posição em dois eixos para órbitas solsíncronas, o satélite CBERS, como a maioria dos satélites com painéis giratórios, utiliza apenas um eixo que realiza a rotação do painel. Esse eixo é sempre mantido perpendicularmente ao plano orbital. Essa configuração é importante para que não prejudique a estabilização do satélite.

6.9. Elementos Orbitais clássicos

Uma órbita é definida por seis parâmetros que traduzem os seis graus de liberdade do satélite (três de posição e três de velocidade). Esses parâmetros são denominados elementos orbitais e, dentre os possíveis conjuntos destes, destacam-se os elementos orbitais clássicos.

Esses elementos, também conhecidos como keplerianos, são um conjunto de parâmetros orbitais que permitem calcular a posição do satélite no espaço. São eles:

- a) Semi-eixo maior (a)
- b) Excentricidade (e)
- c) Inclinação (i)
- d) Ascensão reta do nodo ascendente (Ω)
- e) Argumento do Perigeu (ω)
- f) Anomalia verdadeira (v)

Para o entendimento dos elementos orbitais, uma referência necessita ser compreendida. É o denominado Equinócio Vernal. É um ponto imaginário no espaço. Sua direção é a da Terra ao Sol no primeiro dia de outono no hemisfério norte (dia em que o movimento aparente do Sol cruza o plano do Equador terrestre). A Figura 6.31 abaixo ilustra essa referência.

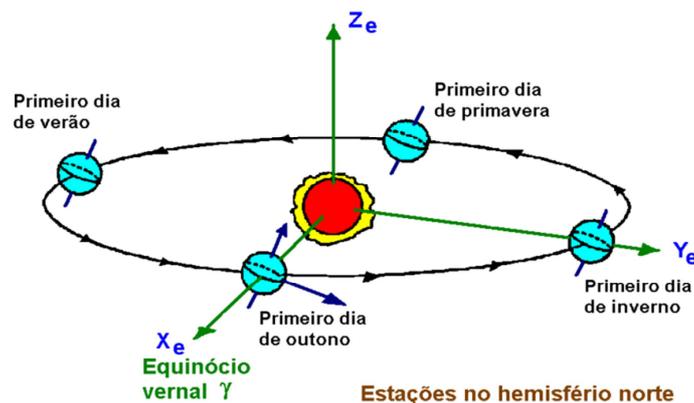


Figura 6.31 – Equinócio Vernal.

Fonte: Souza (2003).

Estabelecida essa referência podemos relacionar os parâmetros orbitais.

6.9.1. Semi-eixo maior (a)

O Semi-eixo (a) maior descreve a dimensão da elipse. Que é formada com o movimento do satélite ao redor da Terra. A posição na elipse na qual o satélite está mais próximo da Terra é denominada perigeu. Por outro lado, a posição na qual o satélite está mais distante da Terra é denominada apogeu. A Figura 6.32 apresenta esse elemento.

6.9.2. Excentricidade (e)

A excentricidade (e) descreve a forma da elipse. A Figura 6.32 mostra a órbita de um satélite ao redor da Terra na qual podemos perceber nitidamente a excentricidade acentuada da órbita:

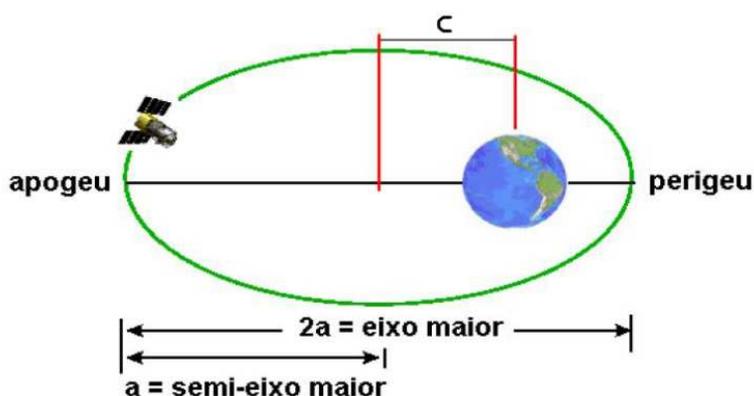


Figura 6.32 – Semi-eixo maior e Excentricidade.

Fonte: adaptada de Souza (2003).

Sendo “c” a distância entre o centro da Terra e o centro da órbita e “a” o semi-eixo maior

A excentricidade é definida em função do semi-eixo maior e da distância entre o centro da Terra e o centro da órbita, através da Equação 6.10:

$$e = c/a \quad (6.10)$$

Se a Terra estivesse no centro da órbita, teríamos ($c = 0$) e a excentricidade seria nula ($e = 0$). A órbita então seria uma circunferência perfeita.

6.9.3. Inclinação (i)

A inclinação (i) é definida como o Ângulo entre o plano orbital do satélite e o plano do equador. A Figura 6.33 mostra a órbita de um satélite e o indicativo da inclinação:

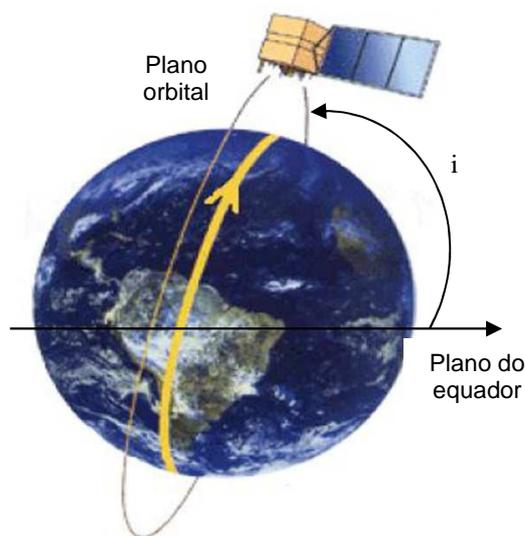


Figura 6.33 – Inclinação.

Fonte: Adaptada de Souza (2003).

6.9.4. Ascensão reta do nodo ascendente (Ω)

A ascensão reta do nodo ascendente (Ω) é definida como o ângulo entre o Equinócio vernal e o Nodo Ascendente. Este, por sua vez, é o ponto onde o satélite cruza o plano do Equador do sul para o norte. A Figura 6.34 ilustra esse parâmetro:

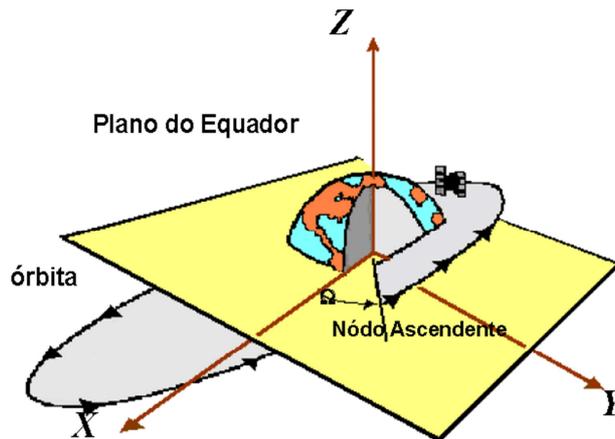


Figura 6.34 – Ascensão reta do nodo ascendente.

Fonte: Souza (2003).

Sua medida pode variar de 0 a 360°. É bem similar a medida da longitude de um ponto da Terra. A diferença é a linha de referência, onde na medida da longitude terrestre é o meridiano de Greenwich.

6.9.5. Argumento do perigeu (w)

O argumento do perigeu (w) é definido como o ângulo entre o Nodo Ascendente e o Perigeu, medido no sentido anti-horário. A Figura 6.35 ilustra esse parâmetro:

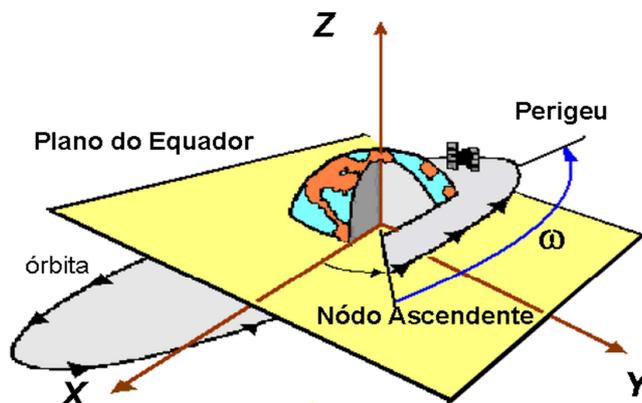


Figura 6.35 – Argumento do perigeu.

Fonte: Souza (2003).

6.9.6. Anomalia verdadeira (v)

A anomalia verdadeira (v) é definida como o ângulo entre o Perigeu e a posição do satélite medida na direção de seu movimento. A Figura 6.36 ilustra esse parâmetro:

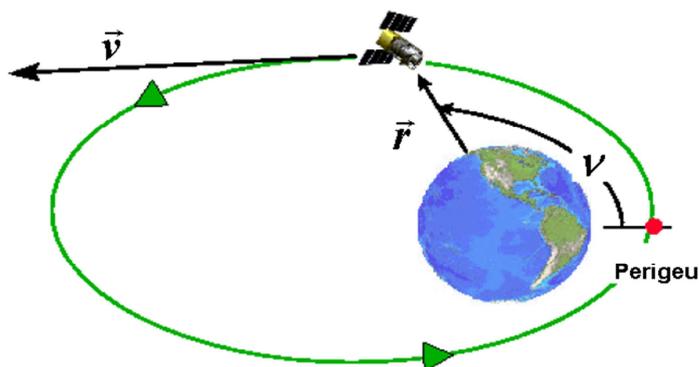


Figura 6.36 – Anomalia verdadeira.

Fonte: Souza (2003).

Em órbitas elípticas, a velocidade do satélite aumenta quando se aproxima do perigeu e diminui quando está próxima do apogeu. Como o período se mantém inalterado, define-se uma velocidade média para a órbita que geralmente é dado em número de revoluções por dia. Essa média é conhecida como movimento médio (M).

6.10. TLE's (Two Line Elements)

Os elementos orbitais clássicos descrevem um movimento orbital meramente idealizado, sendo uma aproximação matemática em um tempo particular, pois consideram apenas o efeito do movimento orbital devido à alteração gravitacional, desconsiderando as outras perturbações a qual o satélite está sujeito (arrasto atmosférico produzido pela atmosfera terrestre com o satélite, pressão da radiação solar, potencial gravitacional perturbado pela proximidade de corpos massivos como Sol e Lua, atração de marés terrestres e oceânicas e a não esfericidade da distribuição de massa da Terra). Sob as condições

ideais, sem os efeitos perturbadores, todos os elementos clássicos são constantes, com exceção da anomalia verdadeira.

A variação temporal do posicionamento do satélite é gerada através dos elementos orbitais em um instante de referência (epoch time), chamados “efemérides”. Para isso um novo parâmetro variável é necessário, a anomalia média. Com ela, efetivamente podemos localizar o satélite na órbita, pois ela varia linearmente no tempo.

Como já citado anteriormente, O NORAD possui uma base de dados com as efemérides de quase todos os satélites já lançados. Conhecendo as efemérides é possível determinar a posição do satélite no espaço em qualquer instante. O formato no qual o NORAD disponibiliza as informações é denominado Two Lines Elements (TLE’s). Os elementos são disponibilizados na forma de um arquivo texto com apenas duas linhas para cada instante. Além de obter toda a trajetória de um satélite já desativado ao longo de sua vida, com esses elementos é possível propagar a órbita de um satélite em atividade.

Para que se tenha mais precisão, o software de propagação deverá continuamente fazer a atualização das efemérides para precisão nas propagações. Isto é necessário devido às perturbações que ocorrem na trajetória do satélite.

Existem vários modos de descrever uma órbita por completo e, por isso, há também diversos tipos de efemérides disponíveis. Entretanto, considerando que o NORAD disponibiliza ao público as efemérides atualizadas do tipo TLE’s para quase a totalidade dos satélites em órbita, a maioria das estações terrenas se utilizam desses elementos como entrada para software de propagação e apontamento (MIRANDA, 2012).

Quando a órbita do satélite sai dos limites definidos, ocasionado por conta do decaimento da órbita, há a necessidade de corrigir sua trajetória. Essa correção é realizada por meio do acionamento de propulsores de bordo. Para

os satélites que utilizam câmeras imageadoras, como o CBERS, esse procedimento é imprescindível para manter a qualidade das imagens captadas. A Figura 6.37 mostra o arquivo o formato do arquivo TLE, fornecido pela NASA/NORAD, do satélite americano NOAA 6, para um determinado instante:

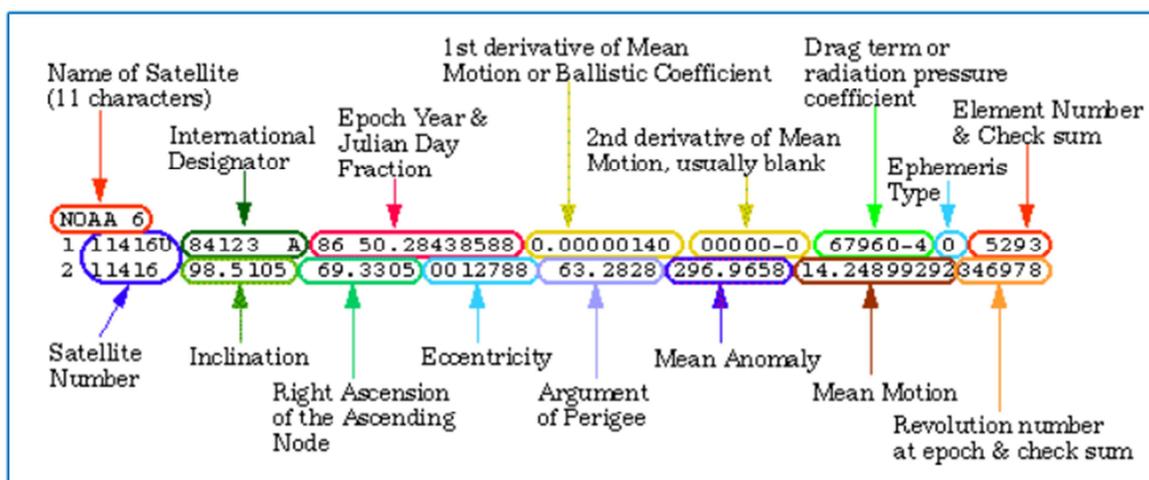


Figura 6.37 – Dados do satélite NOAA no formato TLE.

Fonte: NASA / NORAD (2011).

Além da identificação do satélite, dos elementos orbitais e outras dados complementares, é possível identificar o instante exato da informação, através do campo “Epoch Year & Julian Day Fraction”, que tem a indicação “86 50.28438588”.

Interpretando a informação:

86: ano, ou seja, em 1986;

50.28438588: significa 50.28438588 dias após o início do dia Juliano, definido como 1° de Janeiro de 1986.

Somando essa fração de dias a referência indicada, obtemos então para a Figura 6.37 a seguinte data:

20 de fevereiro de 1986 às 6:49:30.94 hs.

7. DESENVOLVIMENTO DO MODELO ORBITAL

No desenvolvimento desses estudos surgiu a necessidade de se obter a variação da irradiância solar efetiva sobre o Gerador Solar, em função de seu movimento orbital. O INPE possui uma base de dados com os parâmetros orbitais dos satélites obtidos através do sistema de rastreamento instalado em seu Centro de Controle. Através dele, obtêm-se medidas de direção (direction), distância (ranging) e velocidade (range-rate) dos satélites. Este sistema envolve medidas de posicionamento de antenas de solo, envio e recepção de sinais solo-satélite, onde, através de técnicas e processamento específicos, calculam o movimento orbital do satélite. O problema para se trabalhar com essas medidas é a baixa frequência de dados disponibilizados, inviabilizando as análises da forma como proposta nesse trabalho. Dessa forma, procurou-se um novo método de obtenção desses dados, que pudessem atender as necessidades previstas. Com uma base de dados mais ampla, optou-se pela utilização das efemérides dos satélites (TLE's) disponibilizadas pela NASA. Dessa forma foi possível gerar um modelo denominado "modelo orbital do satélite", produzido através do software STK (Systems Tool Kit da AGI – Analytical Graphics, Inc.) Durante o período em que o INPE adquiriu uma licença desse software, o trabalho foi desenvolvido, contando com o suporte do fornecedor que proporcionou os recursos e as configurações necessárias para a correta implementação.

7.1. Ângulo de Incidência

Basicamente, o modelo orbital deveria ser programado para realizar duas funções básicas:

- Posicionar o satélite no espaço, movimentando-o no tempo em função da distância Terra-Sol.
- Realizar o movimento de rotação do Gerador Solar, buscando sempre o melhor ângulo entre a normal do Gerador Solar e o Sol. Esse ângulo é

definido como ângulo de incidência do Sol com relação ao vetor normal ao Gerador Solar (ϕ).

Como resultado dessa programação, teríamos o ângulo mencionado a cada instante de tempo (informações a cada segundo foram consideradas suficientes para as análises futuras).

Inicialmente obtemos o modelo mecânico do satélite CBERS, junto ao grupo responsável pelo subsistema estrutura, para que o ambiente fosse o mais realista possível, e, inserimos esse modelo no software “STK”. Posicionamos o satélite em sua órbita (através dos dados orbitais - TLE's), simulando seu movimento ao longo do tempo. Programamos o movimento do Gerador Solar da mesma forma que é realizado pelo sistema de controle de atitude e órbita do satélite (AOCS), na sua função de apontamento do Gerador Solar. Como a posição da Terra em relação ao Sol é conhecida ao longo do ano (já originalmente inserida no software), criamos um vetor com origem no Gerador Solar, apontando diretamente para o sol. Criamos outro vetor normal ao Gerador Solar. O objetivo é obter o ângulo entre esses dois vetores (ângulo ϕ). Para que os dados pudessem ser utilizados nas análises, a leitura dos ângulos deveria ocorrer numa taxa de amostragem muito superior às telemetrias de corrente do satélite. Somente dessa forma seria possível obter um valor do ângulo no momento exato da telemetria gerada.

Os resultados encontrados foram comparados com o método tradicional utilizado nos projetos do INPE, que se baseia no método de determinação do ângulo solar através da geometria esférica (KUGA, 1994), demonstrando grande similaridade nos resultados.

A Figura 7.1 ilustra o satélite CBERS2 em julho de 2005, na qual se tem uma perspectiva do satélite (Gerador Solar) com uma linha normal ao plano da órbita apontando para o Sol:



Figura 7.1 – Gerador Solar do CBERS2 apontando para o Sol.

A linha partindo do satélite em direção ao Sol, representando o vetor satélite-Sol. Um segundo vetor, saindo do Gerador Solar no sentido do plano da órbita foi criado (vetor normal ao Gerador Solar). A Figura 7.2 mostra com detalhes, essa configuração num determinado instante:

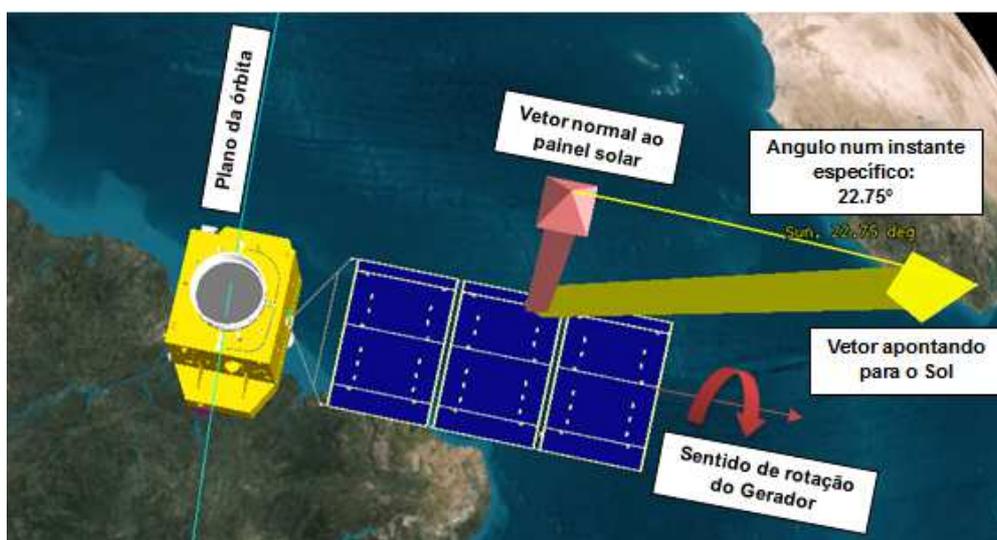


Figura 7.2 – Detalhe do modelo do satélite desenvolvido.

Com os dois vetores criados, projetamos o ângulo entre eles, denominado ângulo de incidência do sol, ou ângulo entre a normal do Gerador Solar e o Sol. Através de uma dinâmica no processamento, podemos obter esse ângulo para qualquer instante de vida do satélite. Como exemplo da interface gráfica do modelo criado, apresentamos o CBERS2 em um período sob luz solar, numa trajetória descendente. As Figuras 7.3, 7.4 e 7.5 mostram uma sequência de imagens durante uma passagem pelo Brasil, no dia do seu lançamento (21/10/2003):



Figura 7.3 – CBERS2 no início do período sob luz solar.

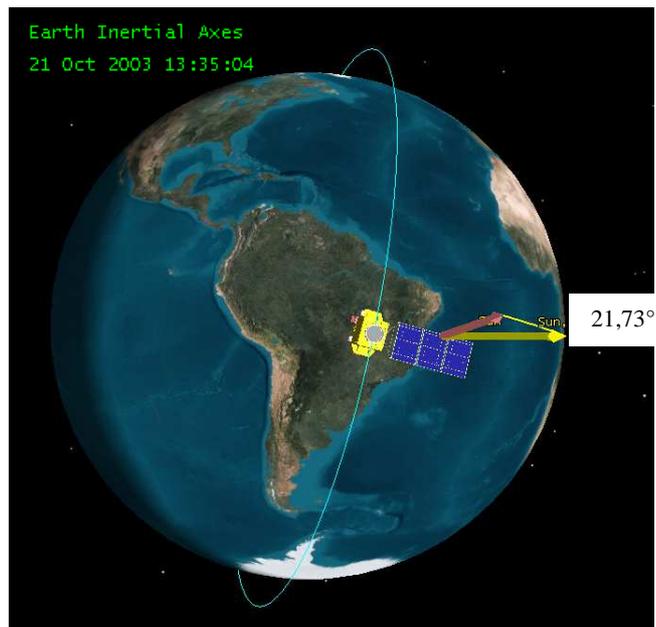


Figura 7.4 – CBERS2 durante período sob luz solar.

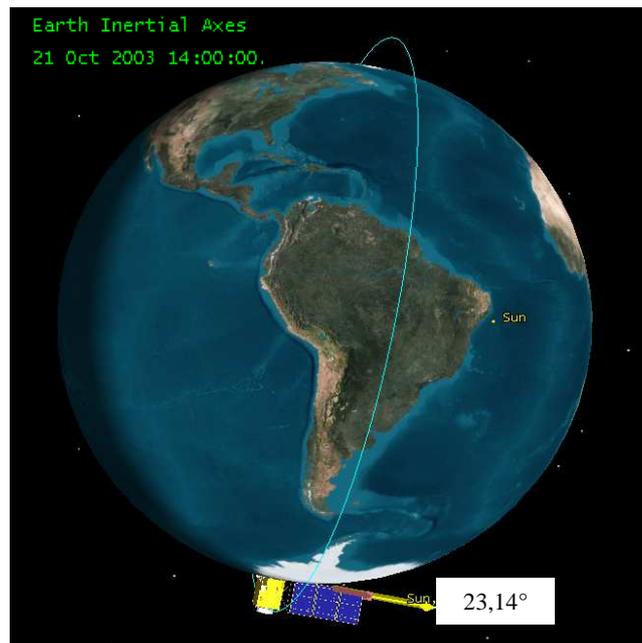


Figura 7.5 – CBERS2 no fim do período sob luz solar.

Computando todos os pontos da passagem sob luz solar, que dura por volta de 60 minutos, obtemos nesse período a curva da variação do ângulo de

incidência do Sol em relação à normal do Gerador Solar, apresentado na Figura 7.6:

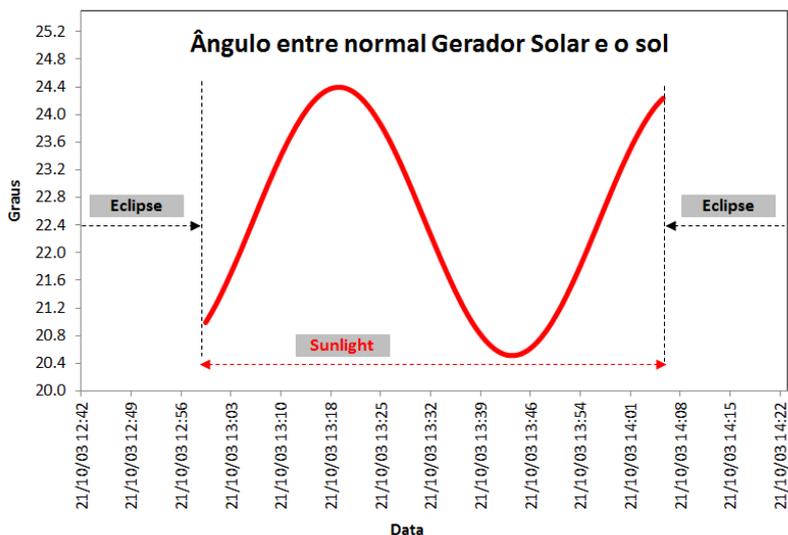


Figura 7.6 – Variação do ângulo de incidência do Sol (1 órbita do CBERS2).

Quando o software verifica que não há mais possibilidade de apontamento para o sol, devido à interferência da Terra entre o Sol e o satélite, nenhuma informação é coletada, representando o período de eclipse. Ampliando as análises, podemos obter a variação do ângulo para todo período de vida do satélite. A Figura 7.7 mostra os dados relativos ao satélite CBERS2 durante toda a sua vida (21/10/03 a 14/01/09):

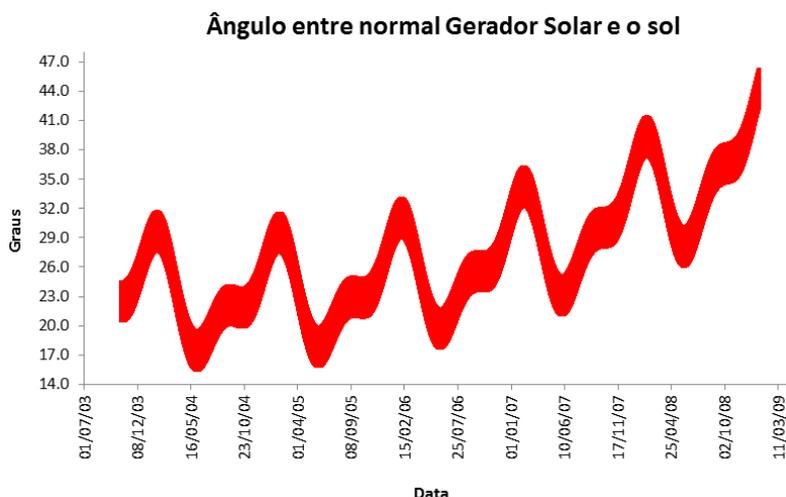


Figura 7.7 – Variação do ângulo de incidência do Sol (vida útil do CBERS2).

Podemos notar que a partir de certo instante (por volta de agosto de 2006) começa a aparecer um comportamento divergente mais acentuado, em relação ao que vinha ocorrendo. Os valores do ângulo começam a aumentar com uma taxa mais acelerada, afetando com maior intensidade as correntes fotogeradas (pela variação mais intensa da irradiância solar). Essa divergência ocorreu, pois a partir desse instante, o centro de controle não mais conseguiu fazer as manobras de correção necessárias para o melhor posicionamento do satélite. Segundo Orlando e Kuga (2007), o objetivo das manobras de correção é corrigir a evolução no tempo do desvio de fase em longitude da órbita do satélite, de modo a manter sua variação dentro dos limites impostos pelos requisitos da missão (± 4000 metros – CBERS2). Esse parâmetro mede a diferença entre a longitude real do ponto de cruzamento do satélite com o Equador (a longitude na qual o satélite efetivamente cruzou o Equador em uma data órbita) e aquela na qual ela deveria ter cruzado, caso estivesse exatamente na órbita nominal de referência correspondente (isto é, a órbita nominal de referência em que deveria estar dentro do conjunto de órbitas que compõem a grade de todas as órbitas nominais de referência que totalizam um ciclo de cobertura completa do globo terrestre). Existe uma grade de órbitas nominais de referência calculadas para o projeto, grade essa composta de 373 órbitas completas correspondentes a um ciclo orbital de 26 dias do satélite. Uma vez concluído um ciclo, outro novo se inicia com o satélite retornando a primeira órbita nominal da grade, reiniciando outra vez a cobertura do globo terrestre. A Figura 7.8 mostra o desvio de fase do satélite CBERS2 e as manobras de correção realizadas pelo centro de controle, durante toda sua vida:

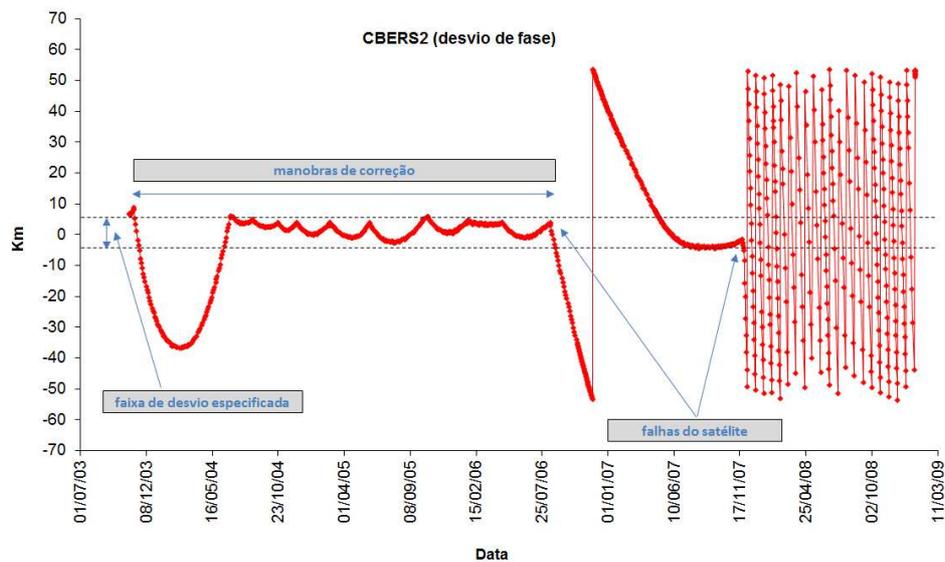


Figura 7.8 – Desvio de Fase - CBERS2.

Fonte: INPE.CCS (2012).

Devido à configuração do satélite, as manobras só podem ser realizadas no sentido de aumentar o desvio negativamente, visto que o movimento contrário é provocado naturalmente pelas perturbações já mencionadas anteriormente. A limitação no sentido das manobras ocorre devido à disposição dos propulsores em apenas um lado do painel do satélite. Dessa forma, não é possível realizar a frenagem quando o desvio ultrapassa o limite estabelecido e caminha no sentido negativo, como ocorreu no início de vida do satélite, onde a manobra realizada ultrapassou e muito os limites.

Após esse problema inicial, o satélite retornou para valores dentro do especificado. Esse ajuste natural pode ser explicado principalmente devido ao efeito do arrasto atmosférico. A altitude da órbita decai com o decorrer do tempo, reduzindo, em consequência, o valor do semi-eixo maior da elipse orbital e fazendo com que a órbita real se afaste lentamente da órbita nominal. A velocidade de variação do desvio de fase (isto é, a derivada primeira em relação ao tempo desse parâmetro) é inversamente proporcional ao valor do semi-eixo maior da órbita, aumentando, portanto, à medida que o valor desse parâmetro é reduzido sob o efeito do arrasto (ORLANDO; KUGA, 2007).

Passada essa situação inicial, podemos observar através da Figura 7.8 que foram realizadas várias manobras com relativo sucesso, começando em meados de 2004. Até que por volta de agosto de 2006, houve uma falha no controle de atitude do satélite que fez com que o desvio aumentasse rapidamente no sentido negativo. Como já mencionado, nada pode ser feito nesse caso (não há controle para frenagem). Verifica-se que é exatamente nesse período que o ângulo de incidência do Sol no Gerador Solar começa a divergir, aumentando consideravelmente. A representação gráfica do centro de controle inverte a fase quando o desvio ultrapassa os limites de +- 55 km. Por esse motivo, no final de 2006 a curva inverte a fase e apresenta valores positivos que na realidade deve ser interpretada como uma continuação negativa do desvio. Por fim, no final de 2007, verifica-se outra falha no controle de atitude do satélite que provocou uma taxa de desvio negativa ainda maior (inúmeras inversões de fase), que se manteve nessa situação, sem volta até a morte do satélite.

7.2. Irradiância Solar Efetiva sobre o Gerador Solar

A irradiância solar efetiva (S) é o nível da intensidade solar que atinge o Gerador Solar ao longo do ano, variando em função da distância Terra-Sol e do ângulo de incidência na qual os raios solares atingem o dispositivo. A equação 7.1 mostra essa relação.

$$S = S_0 \cdot \frac{1}{D^2} \cdot \cos(\theta) \quad (7.1)$$

Ou então, calculada em função do fator de correção da irradiância relacionada com a distância Terra-Sol, conforme equação 7.2.

$$S = S_0 \cdot (FdTS) \cdot \cos(\theta) \quad (7.2)$$

Sendo " S_0 " a irradiância solar padrão (1367 W/m^2), " $FdTS$ " o fator de correção da variação da distância Terra-Sol, D a distância Terra-Sol disponibilizada em

unidades astronômicas e “ \varnothing ” o ângulo entre a normal do Gerador Solar e o sol. A definição da distância Terra-Sol bem como seu fator de correção foi apresentada com detalhes no capítulo 6.

8. ESTUDO DA DEGRADAÇÃO DA CORRENTE FOTOGERADA (SCD's)

Um estudo completo da degradação das correntes dos painéis fotovoltaicos dos satélites SCD1 e SCD2 provocada pela radiação de elétrons e prótons, já foi realizado e encontra-se disponível para consulta em Baruel (2012). Este estudo levou em consideração os efeitos da temperatura, a variação da intensidade solar sobre os painéis (em função da distância Terra-Sol e do ângulo de incidência do Sol em relação a normal do Gerador Solar). Além desses fatores, diferentemente do que ocorre nos satélites da série CBERS, foi realizada a normalização das correntes fotogeradas devido aos efeitos significativos do albedo terrestre. Como a estabilização dos satélites dos satélites SCD's é realizada por "Spin", ou seja, ele gira numa velocidade elevada para se manter dentro da órbita prevista, sempre ocorrerá o apontamento de uma face do Gerador Solar para a Terra. Devido a esse processo, sempre haverá uma face recebendo essa energia complementar, originada pelo Albedo terrestre. A Figura 8.1 apresenta a variação ao longo dos anos da corrente fotogerada normalizada do satélite SCD1 (pontos em azul) e duas curvas de corrente teóricas (cada uma prevista para diferentes doses de radiação acumulada sobre o Gerador Solar):

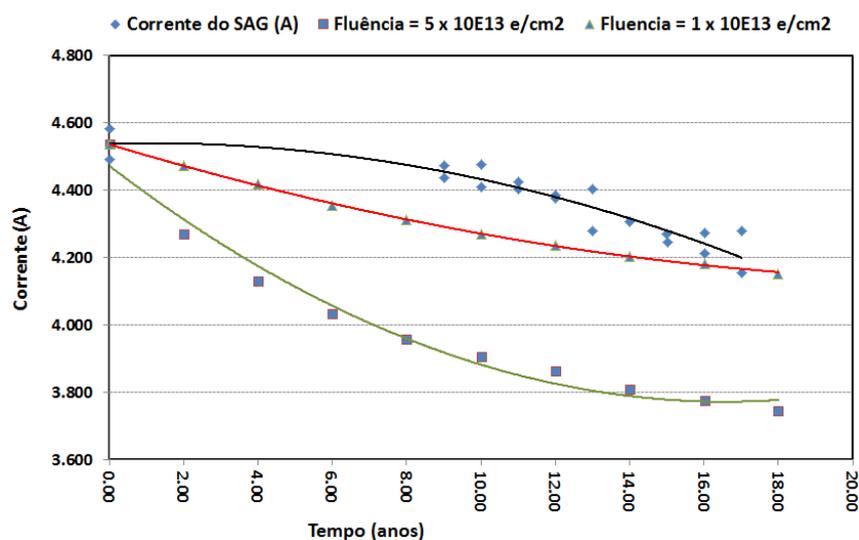


Figura 8.1 – Comparativo da corrente fotogerada no SCD1.

Fonte: (Baruel, 2012).

As Figuras 8.2 e 8.3 disponibilizadas abaixo apresentam as curvas resultantes, indicando alguns pontos de telemetria da corrente fotogerada e a degradação correspondente ao longo da vida dos satélites SCD1 e SCD2, respectivamente:

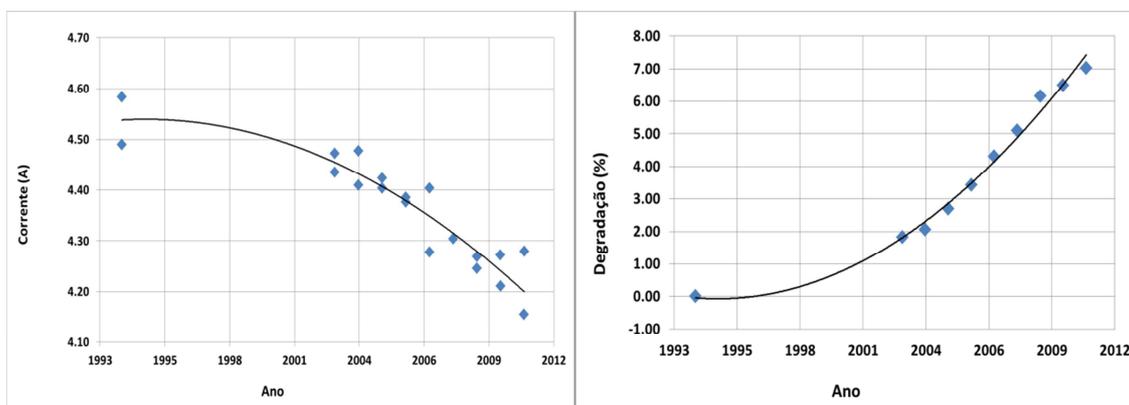


Figura 8.2 – Corrente fotogerada e degradação no SCD1 de 1994 a 2011.

Fonte: (Baruel, 2012).

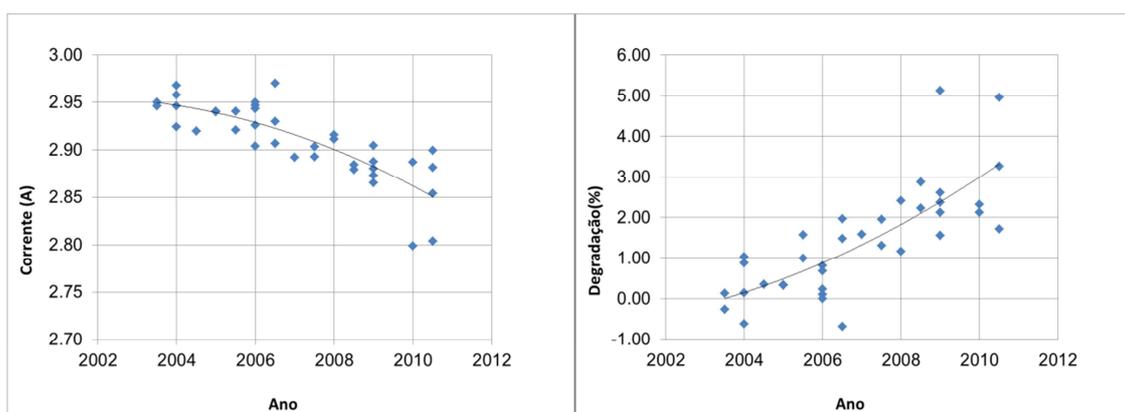


Figura 8.3 – Corrente fotogerada e degradação no SCD2 de 2003 a 2010.

Fonte: (Baruel, 2012).

A análise das telemetrias e elaboração dos resultados apontou que a degradação das correntes fotogeradas ao longo do tempo ficou abaixo do previsto, quando comparadas com os valores esperados para a órbita desses satélites.

9. ANÁLISE DAS TELEMETRIAS DOS SATÉLITES CBERS

O Centro de Controle do INPE (CCS), responsável pela operação do satélite, armazena em sua base de dados todas as telemetrias referentes aos subsistemas dos satélites CBERS. Após uma varredura nos dados foi possível obter as telemetrias do suprimento de energia e da temperatura do Gerador Solar (responsabilidade do subsistema térmico). A Figura 9.1 ilustra o diagrama do subsistema de potência dos satélites CBERS com o destaque para as telemetrias de corrente:

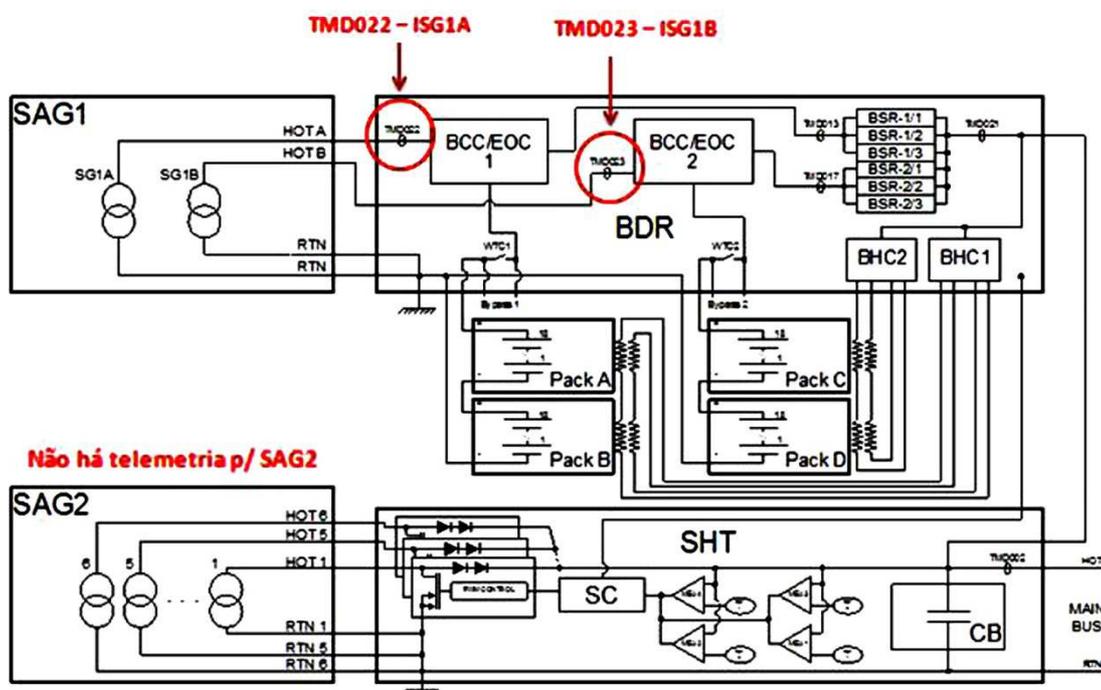


Figura 9.1 – Telemetrias do SAG do Suprimento energia do CBERS.

Fonte: Adaptado de INPE (2007a).

Como pode ser observado na figura acima, por definição de projeto, apenas as telemetrias de corrente do SAG1 foram implementadas. As informações de corrente do SAG2 só podem ser obtidas indiretamente, através de manipulação de outras telemetrias do subsistema. Por esse motivo, essa corrente não pode ser utilizada nas análises desse trabalho. Essa restrição não impactou no resultado final, pois os circuitos do SAG1 e do SAG2 estão distribuídos

uniformemente por toda a área do Gerador Solar (Figura 5.3). Portanto, estão submetidos aos mesmos efeitos da radiação solar.

Com relação ao SAG1, que é dividido em SAG1A (conectado a Bateria1) e SAG1B (conectado a Bateria 2) possuem características similares e os resultados obtidos para a degradação foram praticamente idênticos. Para evitar resultados repetitivos, e, por simplificação, para esse trabalho foi escolhido o SAG1A como fonte de dados para todas as análises e resultados que se seguem.

9.1. Telemetria de Corrente do SAG

O valor dessa telemetria varia de 0 A (no eclipse ou quando bateria está completamente carregada) até o valor máximo (que varia com a incidência solar, com a época do ano e com o tempo de vida do satélite).

As telemetrias do satélite são adquiridas e armazenadas no centro de controle de dois modos distintos:

- Telemetrias diretas (Telemetrias de tempo real): são obtidas quando o satélite está em visada direta com as estações terrenas. O tempo que o satélite permanece em visibilidade depende da época do ano e da hora da passagem (por volta de 10 min). Portanto, a base de dados dessas telemetrias é limitada em relação à quantidade de dados, pois fica restrita a um curto período sob luz solar. Para o CBERS1 os engenheiros do INPE definiram que as correntes do SAG1 só teriam esse formato de telemetria (decisão tomada devido à limitação do sistema que impõe essa restrição, fazendo a opção por outras telemetrias consideradas prioritárias).
- Telemetrias armazenadas: essas telemetrias são obtidas durante toda a órbita do satélite. Ficam armazenadas no gravador de bordo e quando ocorre à passagem do satélite pelas estações de rastreamento e controle, são enviadas para solo. Portanto, possui uma quantidade de informações

muito superiores as telemetrias diretas. Para os satélites CBERS2 e CBERS2B esse formato foi incorporado para as correntes do SAG1.

As Figuras 9.2, 9.3 e 9.4 mostram as telemetrias de corrente do SAG1A para os satélites CBERS:

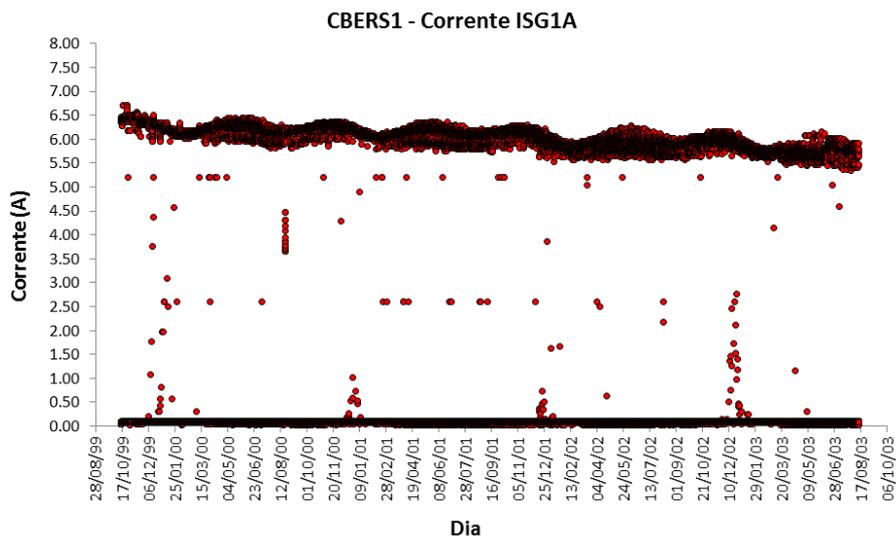


Figura 9.2 – Telemetria de corrente do SAG1 - CBERS1.

Fonte: INPE.CCS (2012).

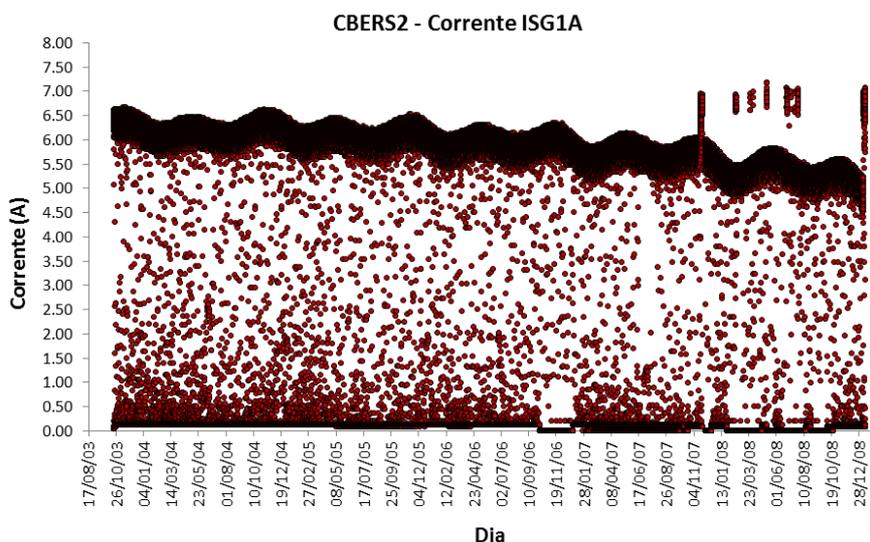


Figura 9.3 – Telemetria de corrente do SAG1 - CBERS2.

Fonte: INPE.CCS (2012).

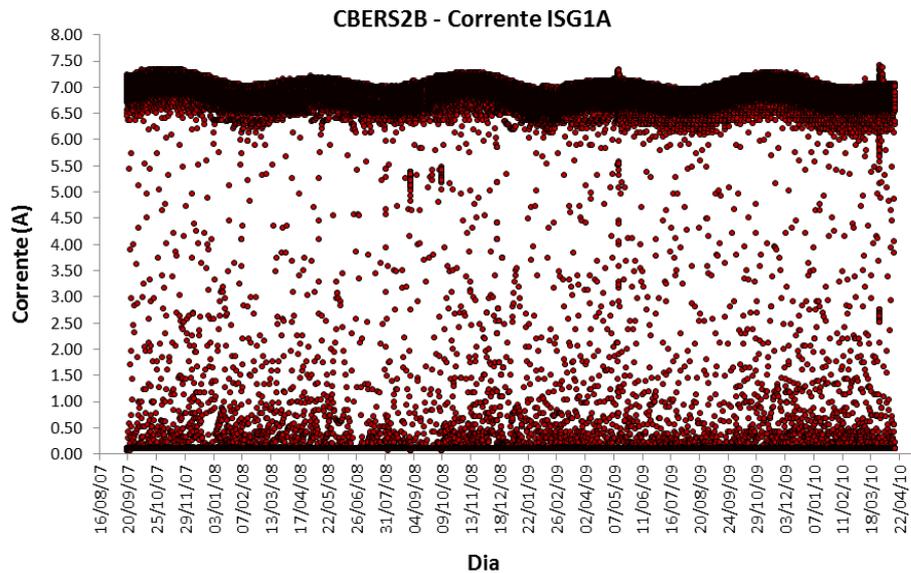


Figura 9.4 – Telemetria de corrente do SAG1 - CBERS2B.

Fonte: INPE.CCS (2012).

Observa-se claramente que o CBERS1 possui uma quantidade menor de dados, por gerar apenas telemetrias diretas de corrente do SAG1.

Podemos também observar nas figuras que ocorrem alguns picos de corrente. Esses picos podem ser erros de telemetria (mesmo após ocorrer uma primeira filtragem dos dados pelo centro de controle) ou aparecem quando ocorrem falhas no controle de atitude do satélite. Nesses casos, o satélite entra em um modo de emergência (ou outro modo atípico) e uma das consequências é realizar um movimento em seu eixo para que o Gerador aponte diretamente para o sol, garantindo um nível elevado de corrente. Para efeitos desses estudos essas correntes devem ser desconsideradas, para que não gerem resultados discrepantes. Além disso, os valores de correntes intermediárias normalmente são obtidos logo no início do período sob luz solar ou no fim, quando há penumbra no satélite. Tanto esses valores, como os valores próximos de zero também devem ser descartados para que não ocorram erros de interpretação dos dados.

9.2. Telemetria de Corrente do SAG processada

Eliminando as informações desnecessárias para as análises desse trabalho, obtemos as curvas de corrente dos Geradores Solares dos satélites CBERS, apresentadas nas Figuras 9.5, 9.6 e 9.7:

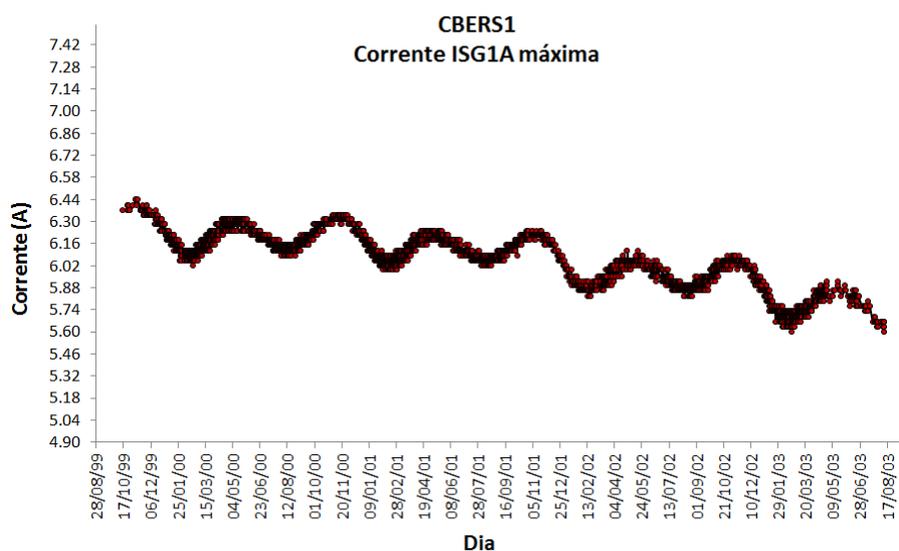


Figura 9.5 – Telemetria de corrente máxima do SAG1 – CBERS1.
Fonte: INPE.CCS (2012).

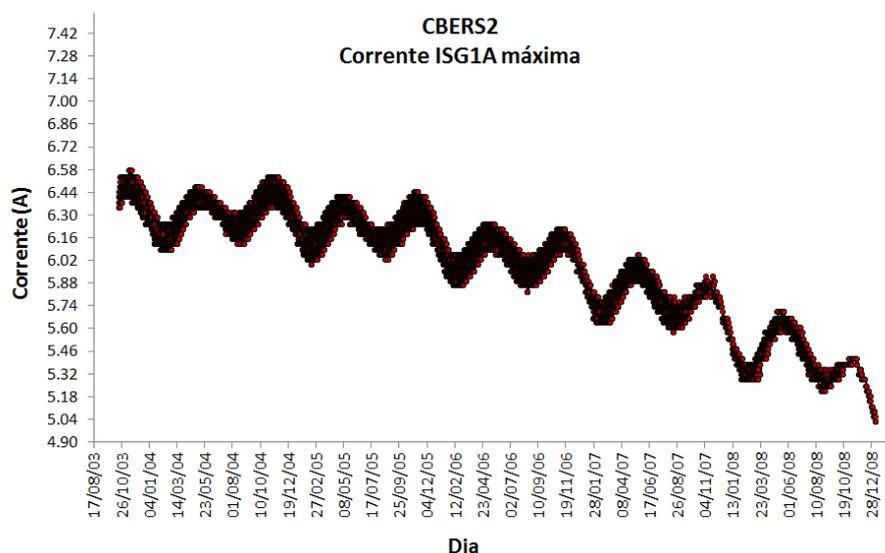


Figura 9.6 – Telemetria de corrente máxima do SAG1 – CBERS2.
Fonte: INPE.CCS (2012).

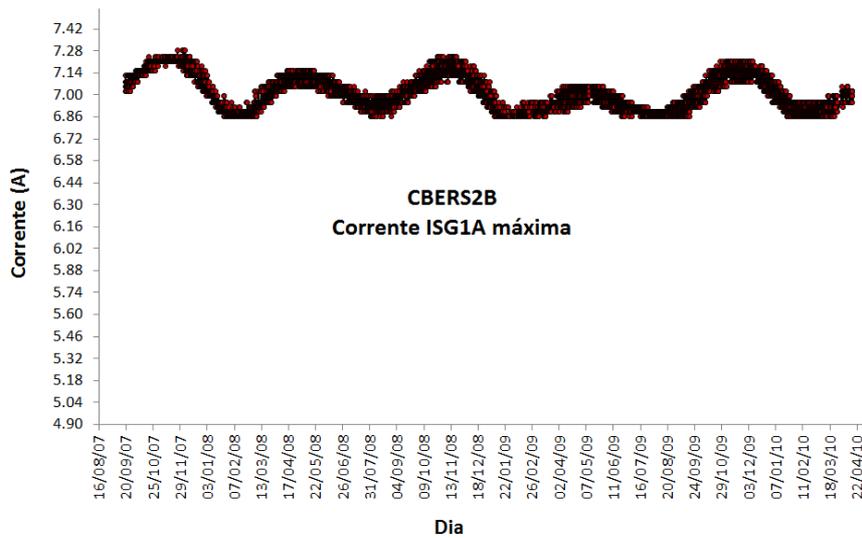


Figura 9.7 – Telemetria de corrente máxima do SAG1 – CBERS2B.
Fonte: INPE.CCS (2012).

9.3. Ângulo de incidência solar

Através do simulador orbital, desenvolvido para esse trabalho (apresentado no capítulo 7), obtemos os ângulos entre a normal do Gerador Solar e o Sol, correspondentes às telemetrias de corrente, relacionados nas Figuras 9.8, 9.9 e 9.10:

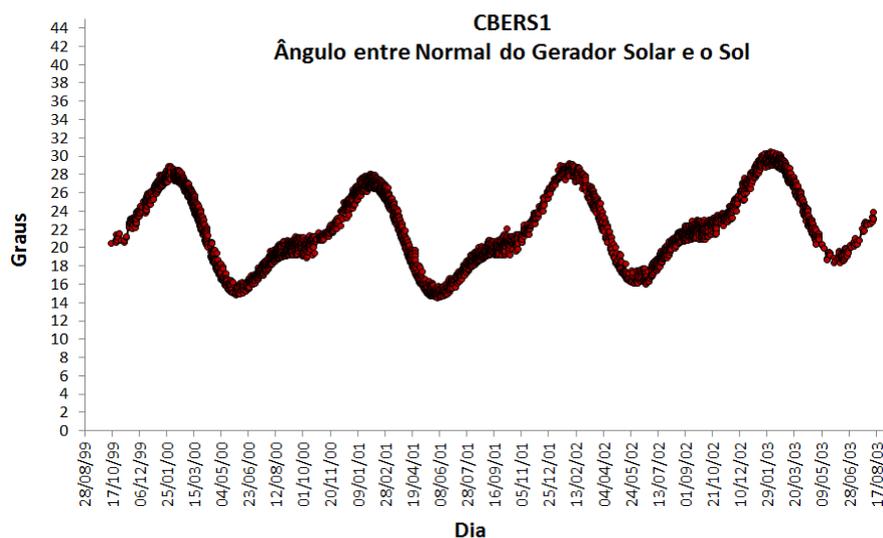


Figura 9.8 – Ângulo entre Normal Gerador Solar e o Sol – CBERS1.

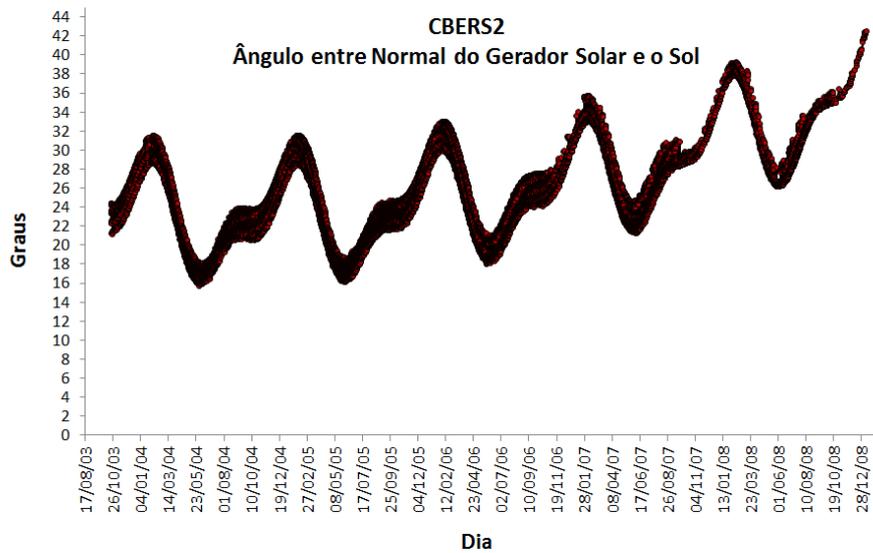


Figura 9.9 – Ângulo entre Normal Gerador Solar e o Sol – CBERS2.

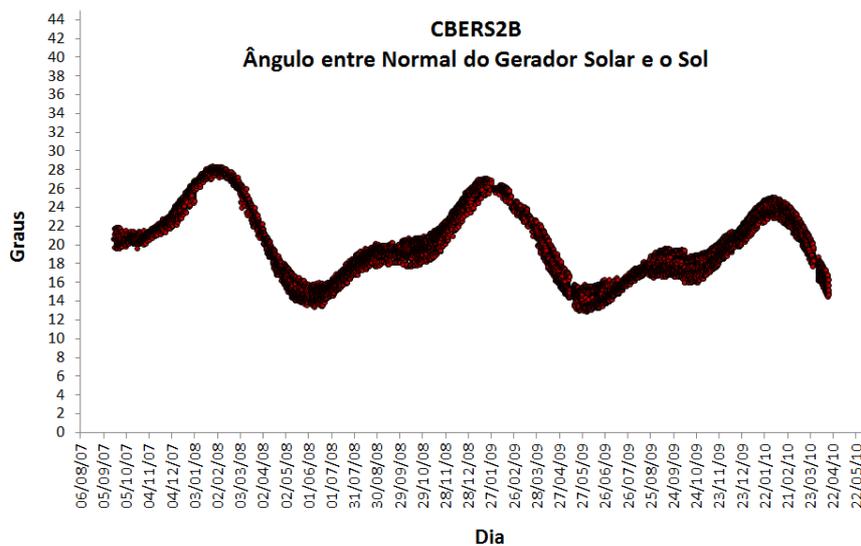


Figura 9.10 – Ângulo entre Normal Gerador Solar e o Sol – CBERS2B.

O simulador orbital foi programado para gerar informações numa taxa muito superior às informações da telemetria. Dessa forma foi possível relacionar cada valor de corrente fotografada com o ângulo de incidência.

9.4. Irradiância solar efetiva

Com as informações dos ângulos de incidência e da conhecida posição relativa da Terra em relação ao Sol (distância Terra-Sol), obtemos a irradiância solar sobre o Gerador Solar, conforme apresentado nas equações 7.1 e 7.2. O resultado dessa interação pode ser observado nas Figuras 9.11, 9.12 e 9.13:

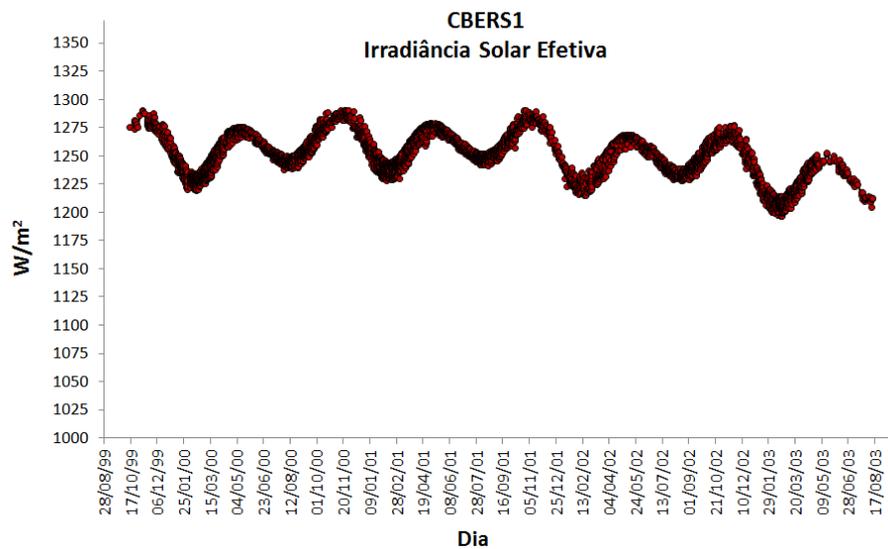


Figura 9.11 – Irradiância Solar incidente nas Células Solares – CBERS1.

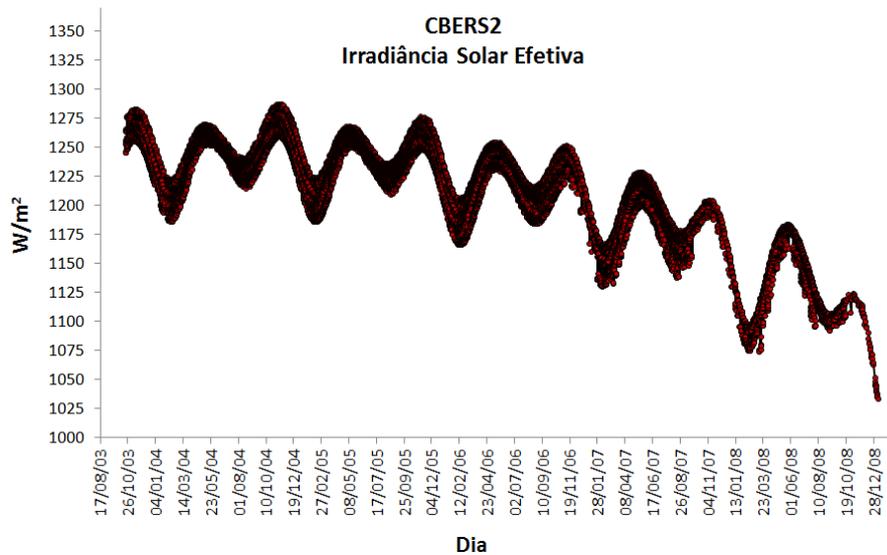


Figura 9.12 – Irradiância solar incidente nas células solares – CBERS2.

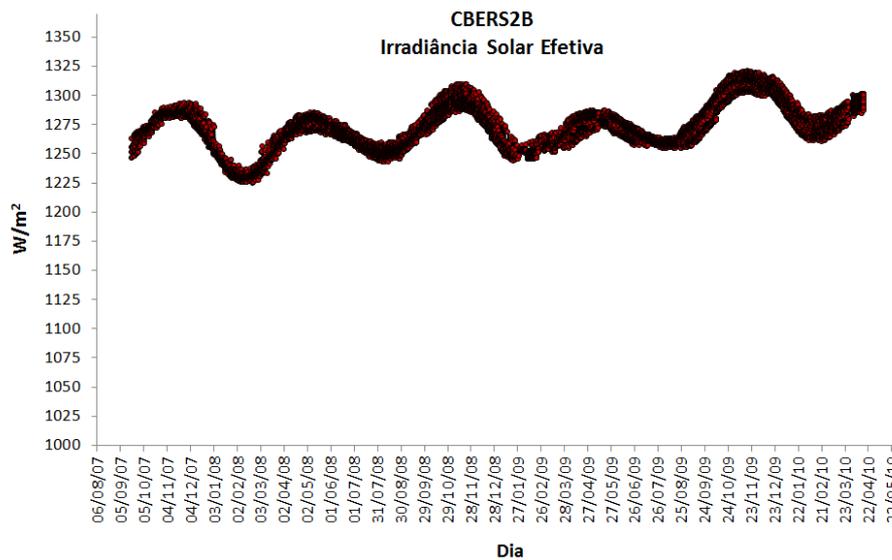


Figura 9.13 – Irradiância solar incidente nas células solares – CBERS2B.

9.5. Considerações sobre a tensão do Gerador Solar

Outra informação que poderia ser levada em consideração para as análises é a tensão do Gerador Solar. Por limitações de projeto essa telemetria não foi implementada. O SAG1 está conectado diretamente às Baterias, e sua tensão acompanha o processo de carga e descarga das mesmas. Porém, com valores superiores, pois entre a Bateria e o Gerador existem conexões que provocam queda de tensão (diodos, cabos, etc.). Como a telemetria de tensão da Bateria está presente no projeto, é possível apenas prever os valores da tensão do Gerador Solar. Por outro lado, o Gerador Solar foi projetado para trabalhar na região da curva ($I \times V$) onde ele se comporta como fonte de corrente constante, visto que fora dessa região ocorre uma diminuição considerável na potência gerada (o que ocasionaria sérios problemas ao balanço de energia do satélite). Dessa forma, na região de trabalho, variações na tensão praticamente não afetam a corrente fotogerada. A Figura 9.14 ilustra esse conceito:

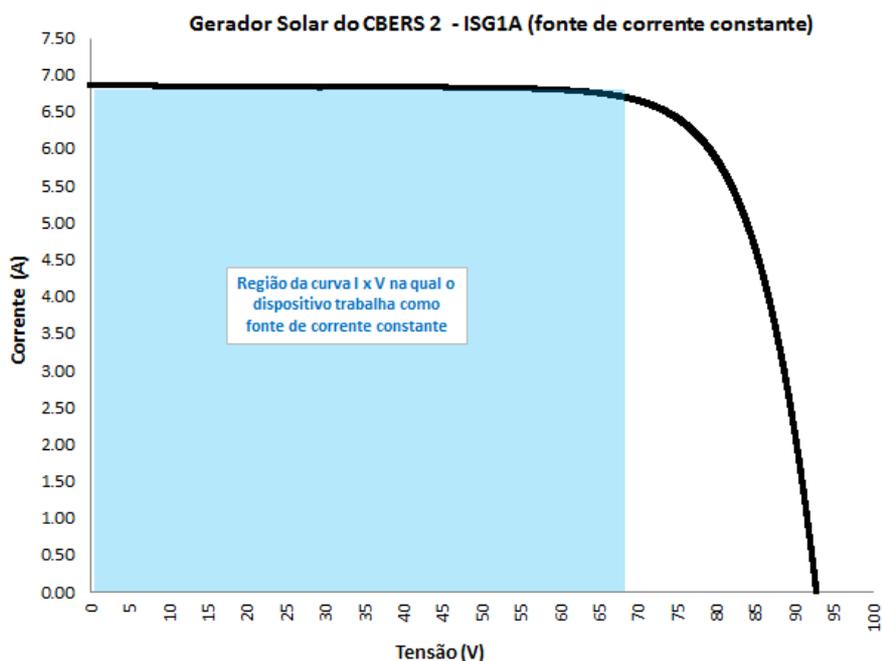


Figura 9.14 – Região da curva I x V (fonte de corrente constante).

Outra constatação relevante é que as telemetrias de corrente foram selecionadas num período sob luz solar na qual a bateria já se encontrava na fase de fim de carga, ou seja, com sua tensão próxima do limite estabelecido para sua segurança. Como essa tensão da bateria reflete diretamente na tensão do Gerador Solar, esse fato minimiza ainda mais a faixa de operação na qual as telemetrias foram analisadas, reforçando a ideia de fonte de corrente constante.

Portanto, diante do exposto, não foram consideradas nas análises os efeitos nas correntes pela variação da tensão de operação.

9.6. Telemetria da temperatura do Gerador Solar

Uma telemetria essencial para as análises, que afetam diretamente as correntes fotogeradas é a temperatura das células solares. Essa telemetria pertence ao sistema térmico do satélite e possui sensores tanto na parte traseira quanto na parte frontal do Gerador. As células solares estão distribuídas apenas na parte frontal e as temperaturas adquiridas pelos

sensores localizados nessa face estão relacionadas nas Figuras 9.15, 9.16 e 9.17:

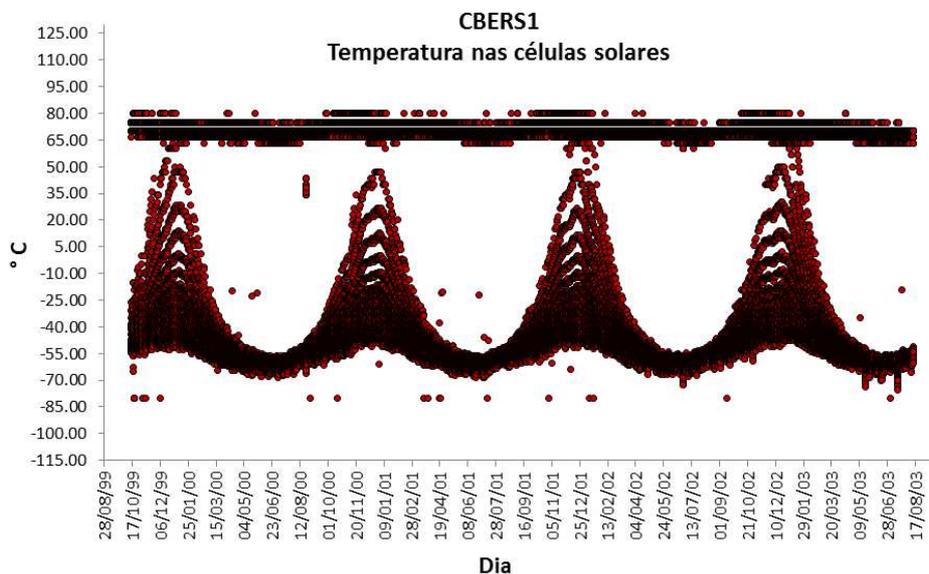


Figura 9.15 – Telemetria da temperatura das células solares – CBERS1.
Fonte: INPE.CCS (2012).

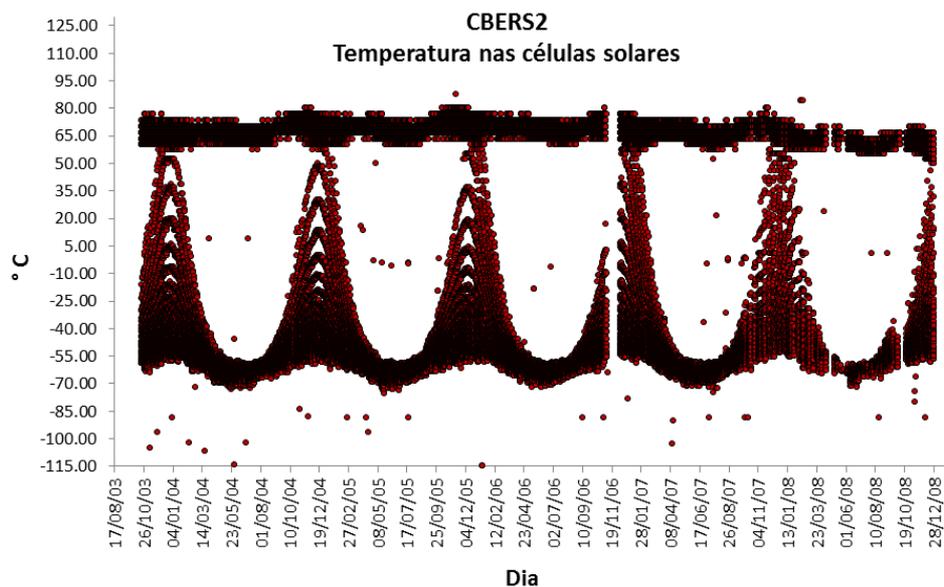


Figura 9.16 – Telemetria da temperatura das células solares – CBERS2.
Fonte: INPE.CCS (2012).

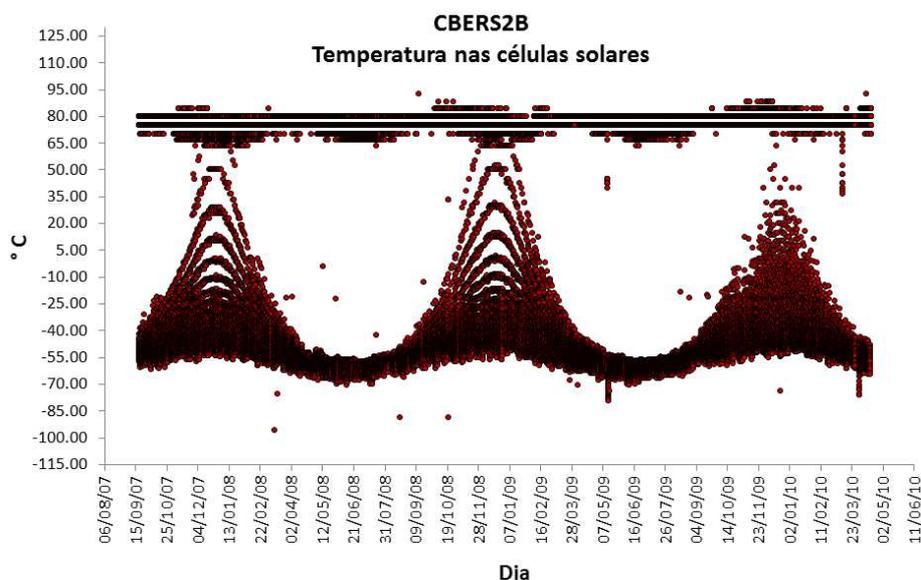


Figura 9.17 – Telemetria da temperatura das células solares – CBERS2B.
 Fonte: INPE.CCS (2012).

Por especificação de projeto, essas telemetrias só são adquiridas pelo sistema durante o período de passagem pelas estações terrenas, ou seja, são as denominadas telemetrias diretas. Esse fato produz uma formação curiosa na curva de telemetrias, com períodos do ano onde ocorre uma frequência maior de valores positivos. Isso ocorre, pois em alguns meses do ano o intervalo das passagens pelas estações (por volta de 10 min) acontece quando o satélite se encontra no período solar, gerando um número maior de telemetrias de temperatura positivas. Já em outros meses do ano o intervalo de algumas passagens pelas estações ocorre quando o Gerador Solar está totalmente ou parcialmente no eclipse, resultando no maior número de telemetrias negativas.

9.7. Telemetria da temperatura do Gerador Solar processada

Como o Gerador Solar está localizado na parte externa do satélite, ele é um equipamento submetido a condições críticas de temperatura, com grandes variações térmicas. As temperaturas negativas ocorrem quando o satélite está no período de eclipse. Nesse período, sem a incidência do sol, não há geração de corrente fotogerada. Portanto, são telemetrias fundamentais para o controle

térmico do satélite mas sem relevância para as análises propostas e devem ser desconsideradas. Manipulando os dados, obtemos as temperaturas nos instantes nas quais ocorreram as máximas correntes relacionadas anteriormente, conforme Figuras 9.18, 9.19 e 9.20:

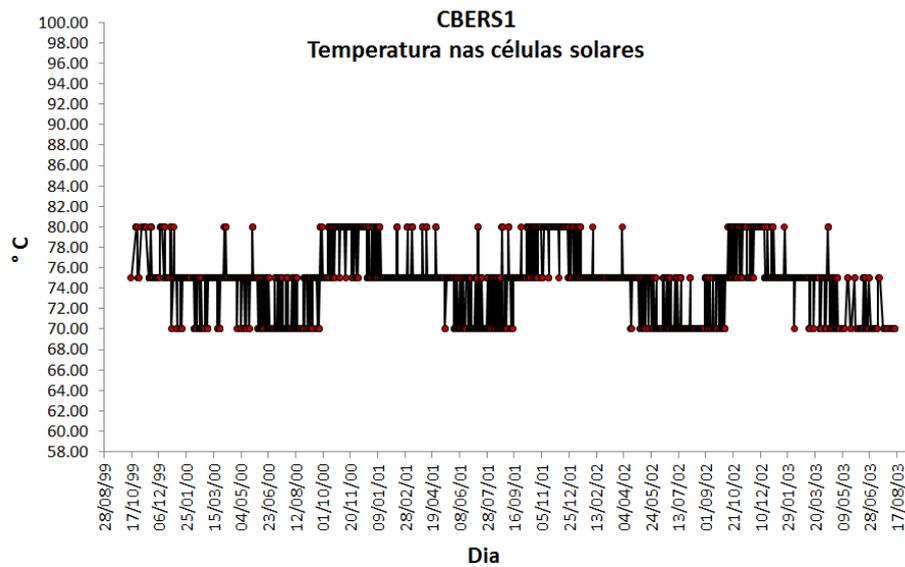


Figura 9.18 – Telemetria processada da temperatura (CBERS1).
Fonte: INPE.CCS (2012).

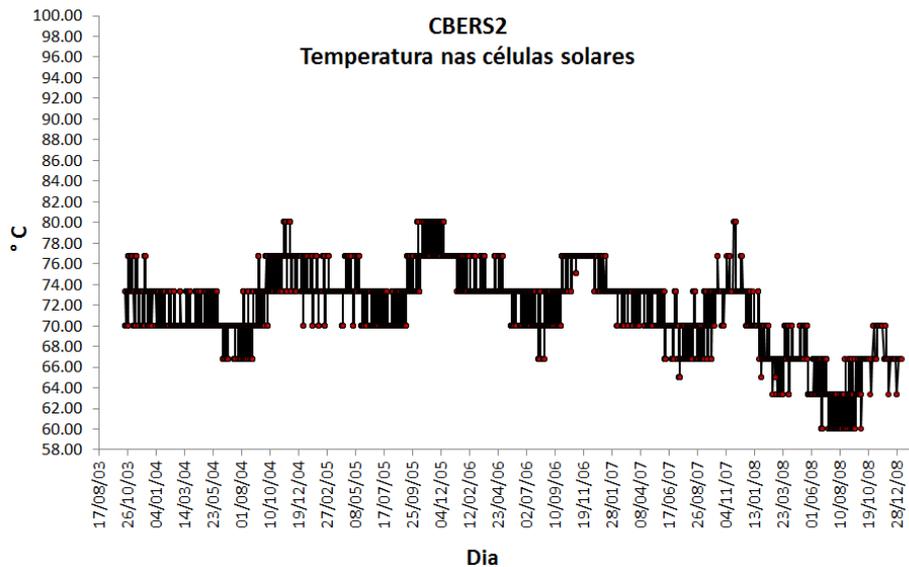


Figura 9.19 – Telemetria processada da temperatura (CBERS2).
Fonte: INPE.CCS (2012).

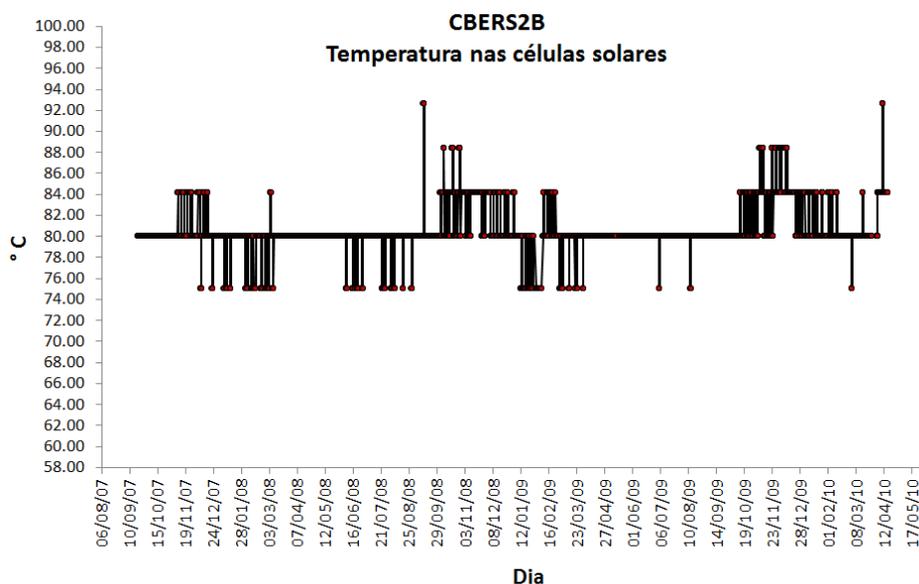


Figura 9.20 – Telemetria processada da temperatura (CBERS2B).

Fonte: INPE.CCS (2012).

9.8. Corrente fotogerada do SAG normalizada

Em posse de todos os dados apresentados nesse capítulo, calculamos as variações das correntes fotogeradas, através das equações 9.1, 9.2 e 9.3. Através dos valores desses índices podemos obter as correntes fotogeradas normalizadas. O termo “normalização” é muito utilizado nesse trabalho. Basicamente ele significa reduzir o valor de um parâmetro a uma condição padrão. Ou seja, a comparação de valores de uma grandeza, no caso a corrente fotogerada, obtidos em diferentes instantes precisa ser realizado sob uma mesma condição de ambiente. Portanto, as diferenças de temperatura e irradiância solar em cada medida devem ser corrigidas para cada leitura de telemetria.

O método utilizado para a obtenção das correntes extrapoladas foi baseado nas equações de RAUSCHENBACH (1980), na qual define as variações na corrente em função das variações da irradiância solar e da temperatura, conforme equações 9.1 e 9.2:

$$\Delta I_S = \left(\frac{\Delta S}{S_{ref}} - S_{ref} \right) \cdot I_{ref} \quad (9.1)$$

$$\Delta I_T = \beta_I \cdot (T - T_{ref}) \quad (9.2)$$

Sendo “ ΔI_S ” a variação da corrente em função da variação irradiância solar, “ ΔI_T ” a variação da corrente em função da variação da temperatura, “ ΔS ” a variação da irradiância solar entre duas leituras de corrente, “ S_{ref} ” o valor da irradiância solar da medida de referência, “ I_{ref} ” a corrente de referência, “ β_I ” o índice da variação da corrente com a temperatura, “ T ” a temperatura na qual foi obtida a nova medida de corrente e “ T_{ref} ” a temperatura da medida de referência.

Em função desses índices obtemos a corrente extrapolada, conforme Equação 9.3:

$$I_{extrapolada} = I_{ref} + \Delta I_S + \Delta I_T \quad (9.3)$$

Sendo “ $I_{extrapolada}$ ” a corrente normalizada pelos efeitos das variações de temperatura e da irradiância solar

Aplicando essas definições para os três satélites CBERS, durante todo o período de vida, obtemos as curvas das correntes extrapoladas, ilustrada nas Figuras 9.21, 9.22 e 9.23.

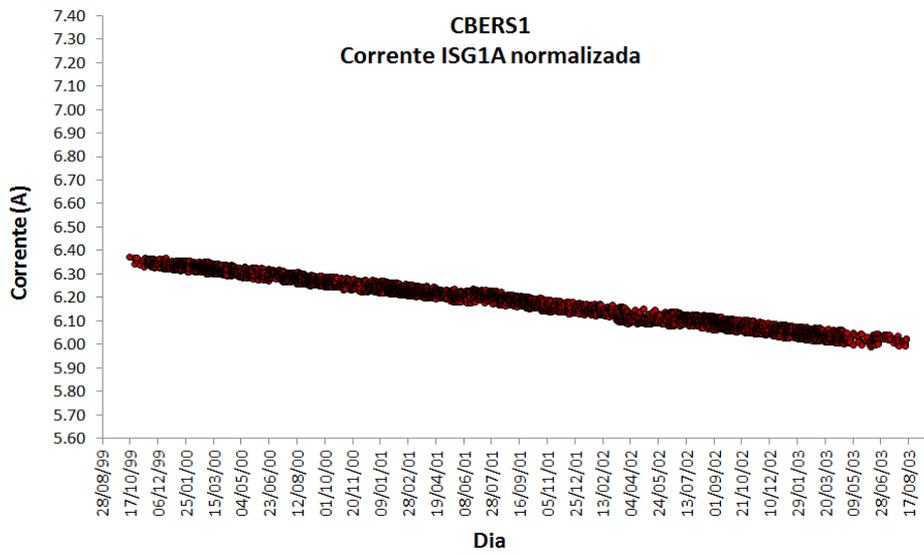


Figura 9.21 – Corrente ISG1A do SAG normalizada – CBERS1.

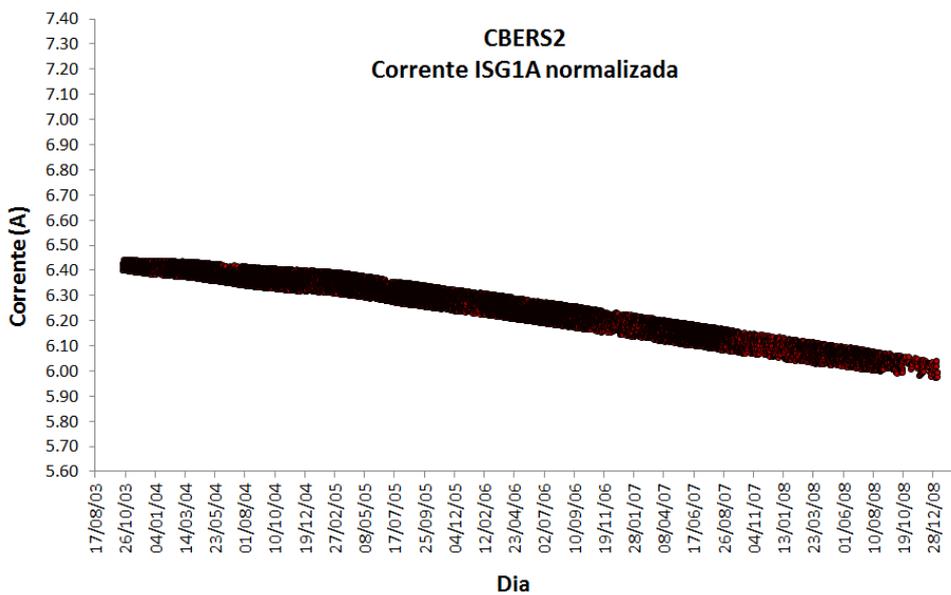


Figura 9.22 – Corrente ISG1A do SAG normalizada – CBERS2.

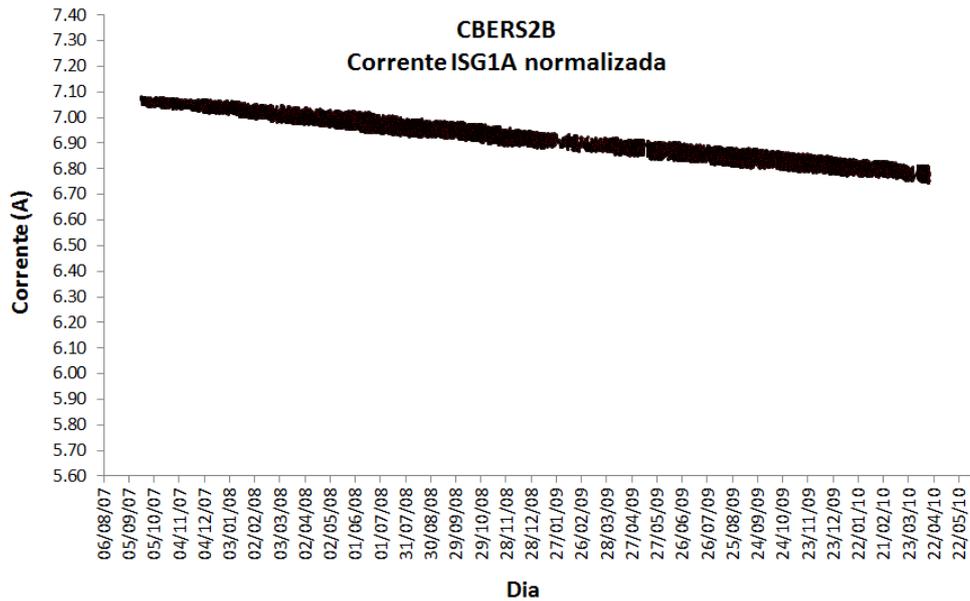


Figura 9.23 – Corrente ISG1A do SAG normalizada – CBERS2B.

Os valores indicados nas curvas acima representam a variação das correntes fotogeradas considerando apenas os efeitos da degradação provocada pelo ambiente espacial, sem interferência das variações da temperatura e irradiância solar.

9.9. Degradação das correntes fotogeradas do SAG

A variação da corrente fotogerada normalizada, apresentada no tópico anterior, é resultado da degradação, ao longo do tempo, provocada pelas partículas ionizantes de alta energia (prótons e elétrons).

Podemos apresentar, em termos numéricos, os respectivos índices de degradação para os três satélites CBERS. As Figuras 9.24, 9.25 e 9.26 apresentam esses resultados:

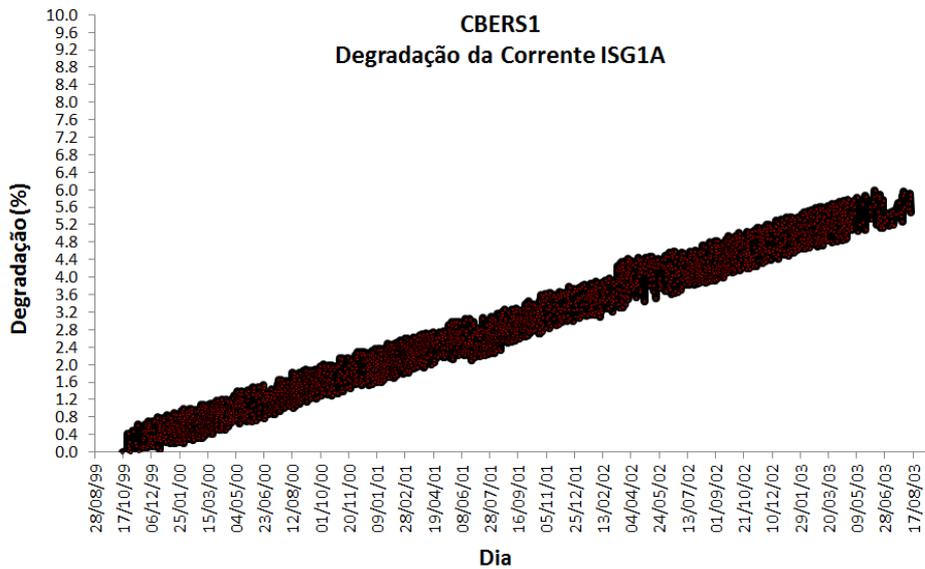


Figura 9.24 – Degradação da Corrente ISG1A do SAG1A (CBERS1).

O satélite CBERS1 apresentou uma degradação nas correntes fotografadas por volta de 6 % no seu período de vida de quase 4 anos.

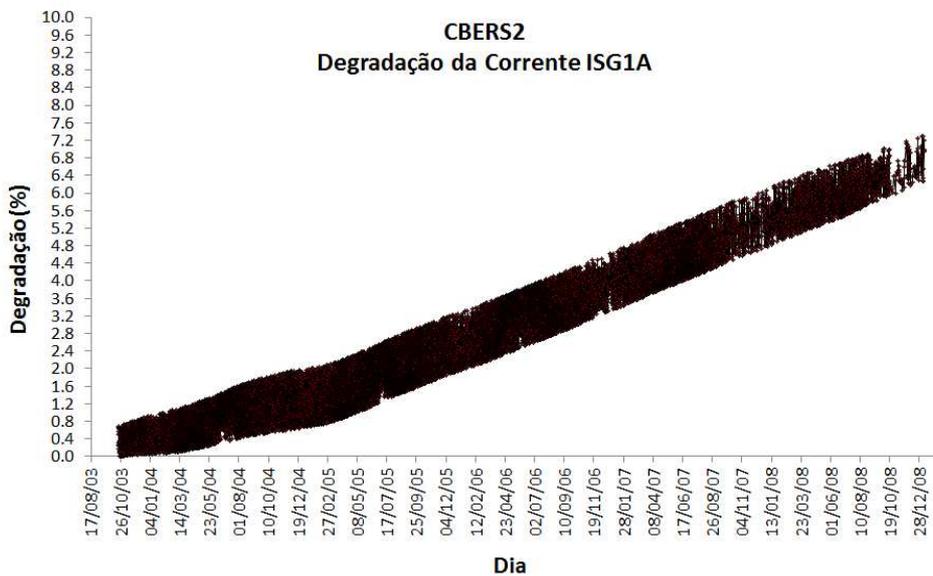


Figura 9.25 – Degradação da Corrente ISG1A do SAG1A (CBERS2).

O satélite CBERS2 apresentou uma degradação nas correntes fotografadas por volta de 7 % no seu período de vida de pouco mais de 5 anos.

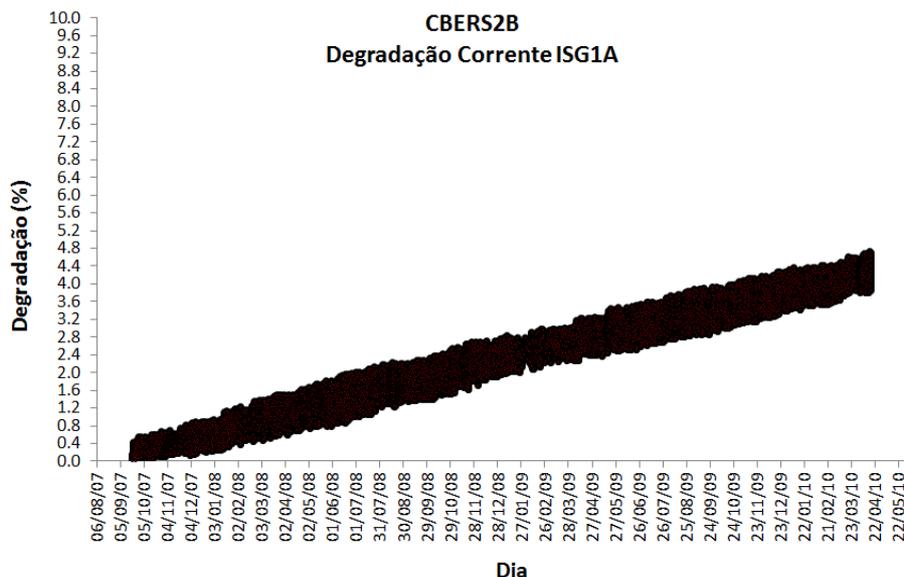


Figura 9.26 – Degradação da Corrente ISG1A do SAG1A (CBERS2B).

O satélite CBERS2B foi aquele que teve um período ativo mais curto (por volta de 2,5 anos). Apresentou uma degradação nas correntes fotogeradas superior a 4 % nesse período.

Portanto, as curvas relacionadas acima representam os valores de degradação das correntes fotogeradas quando aplicados os fatores de correção (efeitos da variação da temperatura e do nível de irradiância solar). Algumas observações sobre os resultados:

- Os valores encontrados ficaram pouco abaixo daqueles esperados para esse tipo de órbita, porém muito próximos.
- Os índices para os três satélites CBERS se assemelharam, o que era previsto devido à similaridade entre eles (como órbita, tecnologia das células solares, configuração do Gerador Solar, etc.).
- A interpretação das curvas de degradação aponta para uma tendência linear de variação desse parâmetro.

Para que se consiga uma visão mais detalhada desses resultados, será apresentada no próximo capítulo uma análise comparativa, com a sobreposição dos dados dos três satélites. Um levantamento da órbita desses satélites e da eficiência média do lote de células solares utilizadas em cada um deles irá auxiliar nesse entendimento. Também será apresentada uma curva ajustada para a degradação, resultado de uma melhor aproximação matemática. Fechando esse tópico, será estabelecida uma confrontação com os resultados da degradação obtidos para os satélites SCD's e com os dados de projeto originalmente previstos para os satélites CBERS.

10. ANÁLISE COMPARATIVA DOS RESULTADOS

Ao confrontarmos os resultados num mesmo plano, torna-se mais evidente as discrepâncias ficando mais fácil as análises e conclusões. Portanto, nesse capítulo apresentaremos os resultados para os três satélites e deles em relação aos satélites SCD's. Além disso, outra resposta esperada é os resultados obtidos em relação ao projeto elétrico teórico.

A primeira análise a ser realizada é sobre o comportamento da irradiância solar efetiva. A Figura 10.1 ilustra esse parâmetro:

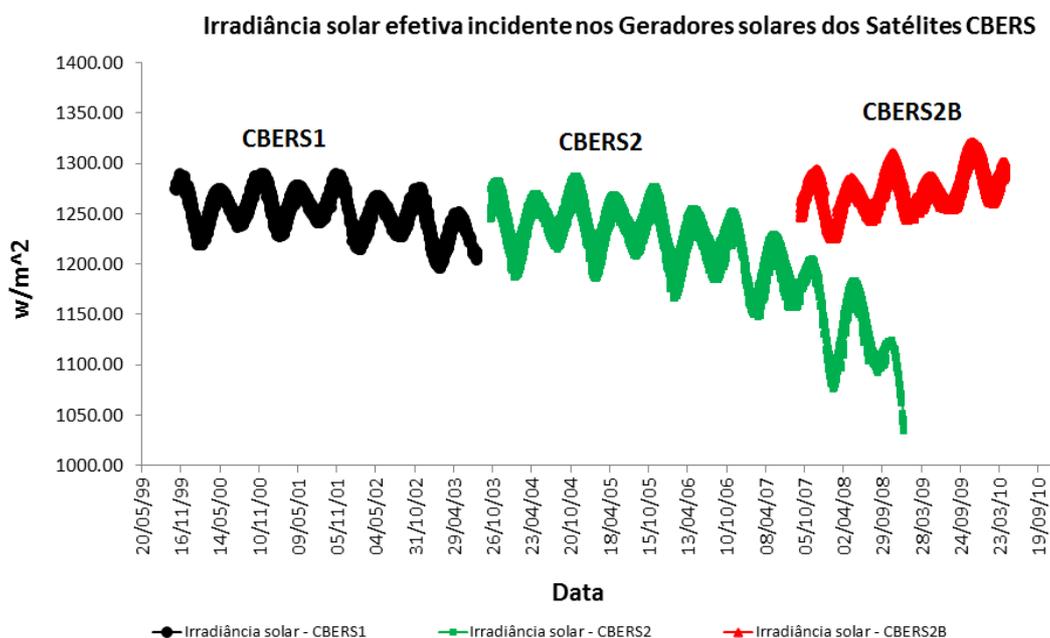


Figura 10.1 – Irradiância solar incidente nas células solares – CBERS.

Podemos verificar que o satélite CBERS1 manteve o nível de irradiância solar sobre o Gerador Solar dentro do previsto para o período teórico de três anos de vida. O satélite CBERS2, dentro desse período, também manteve esse comportamento. Porém, como teve um período de vida acima do esperado, resultou nos dois últimos anos uma queda acentuada desse parâmetro, diretamente proporcional à alteração do horário de cruzamento com o Equador.

Como já mencionado em capítulos anteriores, esse horário determina o nível de irradiância solar que atinge o Gerador Solar.

Já o CBERS2B apresenta um comportamento inesperado, ou seja, não houve uma queda natural da irradiância solar com o tempo. Pelo contrário, apresenta uma tendência de crescimento. Como já observado anteriormente, esse fato foi ocasionado pela falha no controle de atitude do satélite que provocou alterações significativas em seus parâmetros orbitais.

A Figura 10.2 mostra as curvas de cruzamento do Equador dos satélites, apresentando a diferença dos horários de passagem entre eles. Como o CBERS1 possui um período de ausência de dados, foi incrementada uma curva simulada para melhor visualização, baseada no comportamento verificado nos outros satélites. No eixo “x” foram colocados ao invés da data real, os dias de operação dos satélites partindo do zero (lançamento) até o fim da operação, facilitando a comparação.

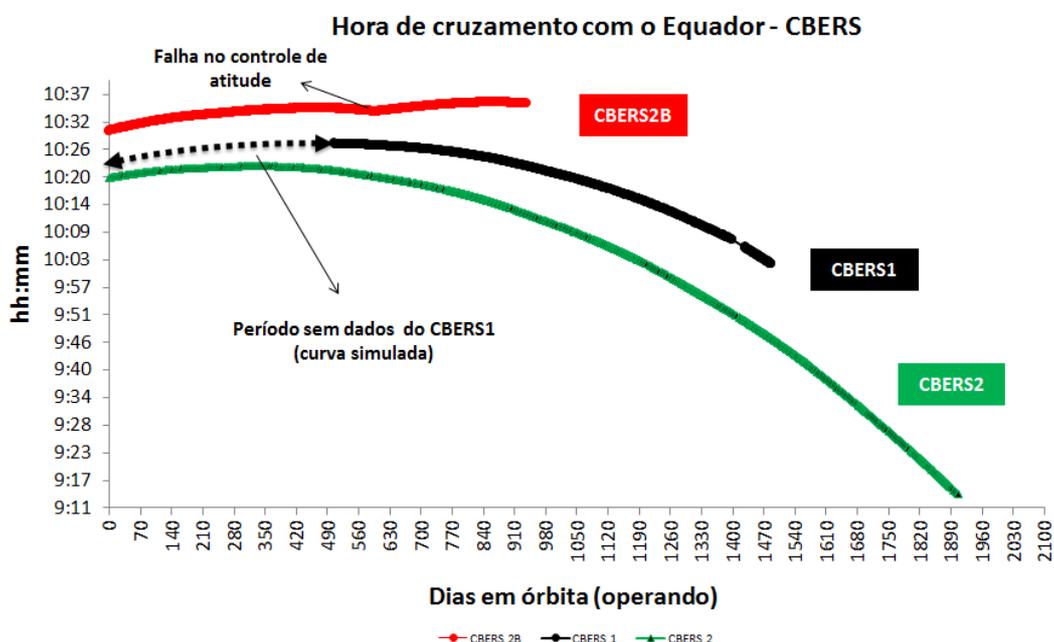


Figura 10.2 – Hora de cruzamento com o Equador – Satélites CBERS.
Fonte: INPE.CCS (2012).

A variação desse horário provoca proporcionalmente a mesma variação nas correntes fotogeradas.

Outro efeito resultante da variação do horário de lançamento pode ser observado na temperatura sobre o Gerador Solar, aonde horários de lançamento mais próximos do meio dia provocam maior nível de intensidade solar, e, naturalmente resulta no aumento da temperatura. Esse fenômeno pode ser observado nas telemetrias de temperatura dos satélites CBERS, conforme Figura 10.3:

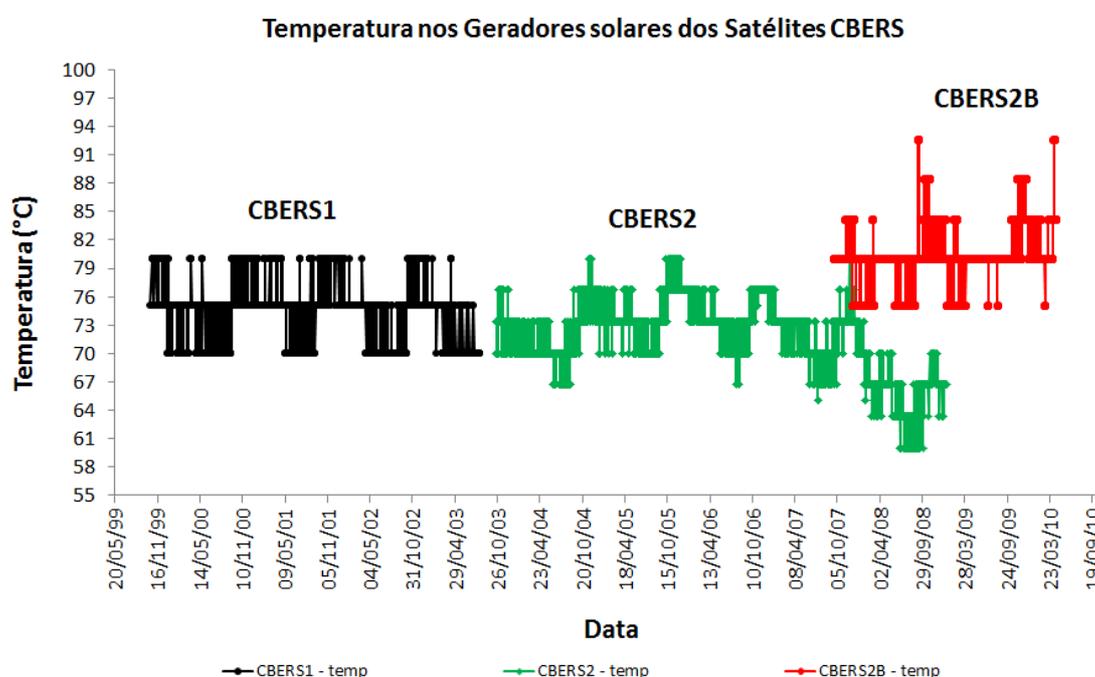


Figura 10.3 – Temperatura do Gerador Solar – Satélites CBERS.

Fonte: INPE.CCS (2012).

A consequência desses efeitos sobre o Gerador Solar é percebida diretamente nos valores das correntes fotogeradas, ou seja, quanto maior a irradiância solar maior será a corrente fotogerada. A Figura 10.4 confirma essa relação:

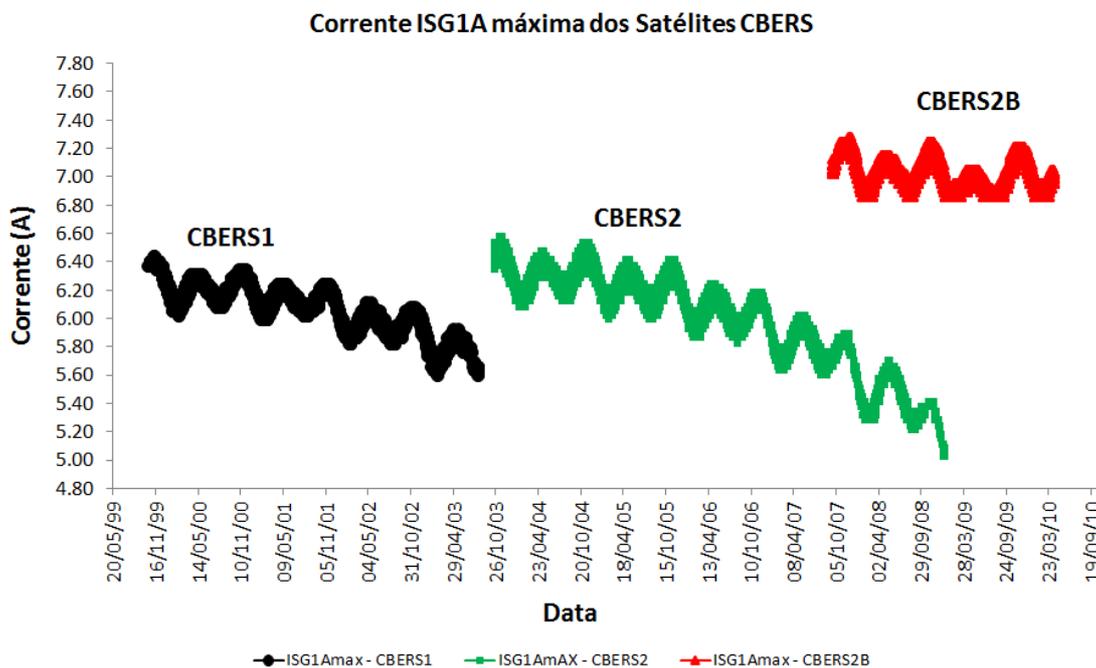


Figura 10.4 – Telemetrias de corrente máxima do SAG1 – CBERS.

Fonte: INPE.CCS (2012).

Diante das curvas de corrente obtidas, com valores para o CBERS2 um pouco acima do esperado em função dos níveis de irradiação solar incidente, foi realizada uma análise mais criteriosa para entendimento dos resultados.

Como constatado na Figura 10.1, o CBERS2B apresentava os horários de passagem pelo Equador valores acima dos apresentados para os outros CBERS. Esse fato implica diretamente em correntes fotografadas maiores, em função do aumento da irradiância solar sobre o Gerador. Ocorre que as curvas de corrente indicaram valores superiores aos que supostamente os níveis de irradiância solar poderiam produzir.

O CBERS2B foi um projeto que surgiu devido a atrasos inesperados no cronograma de lançamento dos satélites CBERS3&4. Para sua concretização, alguns equipamentos foram aproveitados de modelos de qualificação já fabricados e outros equipamentos tiveram que ser fabricados (não existia o modelo de qualificação ou o mesmo não apresentava condições de voo). O

Gerador Solar se enquadra nessa segunda condição. Portanto, novas células solares foram fornecidas pelos chineses. Essas células tinham valor médio de eficiência em torno de 1 % superiores aos valores obtidos para os satélites CBERS 1&2 (INPE, 2007b). Isso justifica essa corrente fotografada com níveis superiores. A Figura 10.5 apresenta os dados de eficiência dos lotes de células solares recebidos do fornecedor, mostrando as diferenças entre eles:

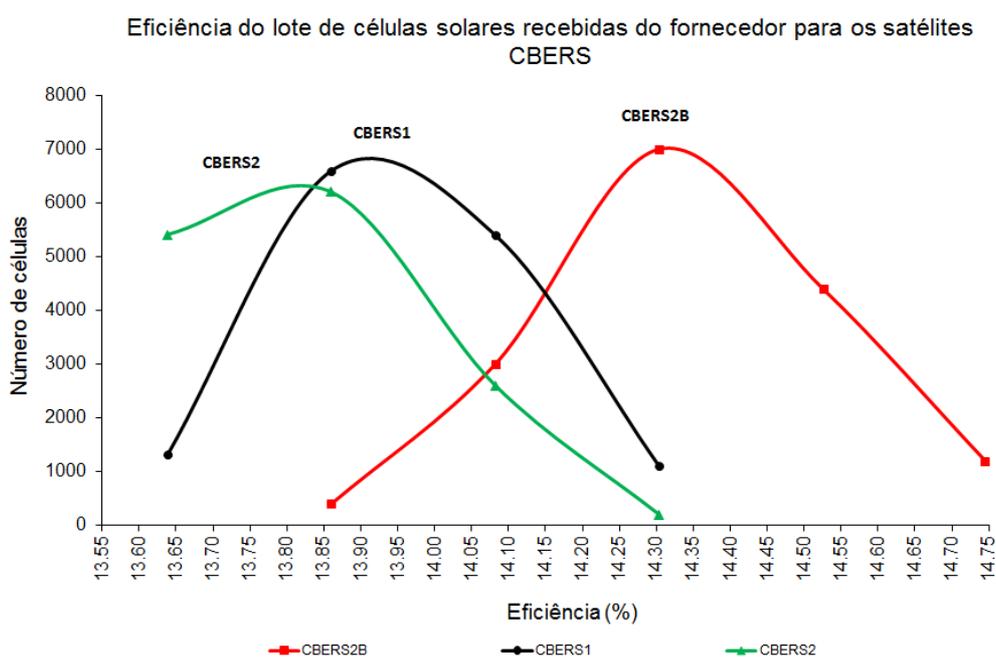


Figura 10.5 – Eficiência das células solares – CBERS.
 Fonte: INPE.DEA (2012).

Numericamente, os valores encontrados para a eficiência média do lote de células foram:

- CBERS1: 13,96 %
- CBERS2: 13,82 %
- CBERS2B: 14,34 %

Portanto, os números comprovam os valores diferenciados de corrente fotogerada para o CBERS2B em função da maior irradiância solar recebida e a maior eficiência das células utilizadas nesse satélite.

Da mesma forma que ocorreu essa diferença nas correntes do CBERS2B em relação aos outros dois satélites, as curvas apresentadas também apontam que os valores de corrente do CBERS1 em relação ao CBERS2 deveriam ser maiores, pois apresentam níveis de irradiância solar e eficiência ligeiramente maiores. A Figura 10.6 ilustra essas correntes normalizadas, corrigida pelos efeitos da temperatura e da irradiância solar. A normalização pelos efeitos da temperatura foi realizada usando as equações 6.4, 6.5, 6.6 e 6.7.

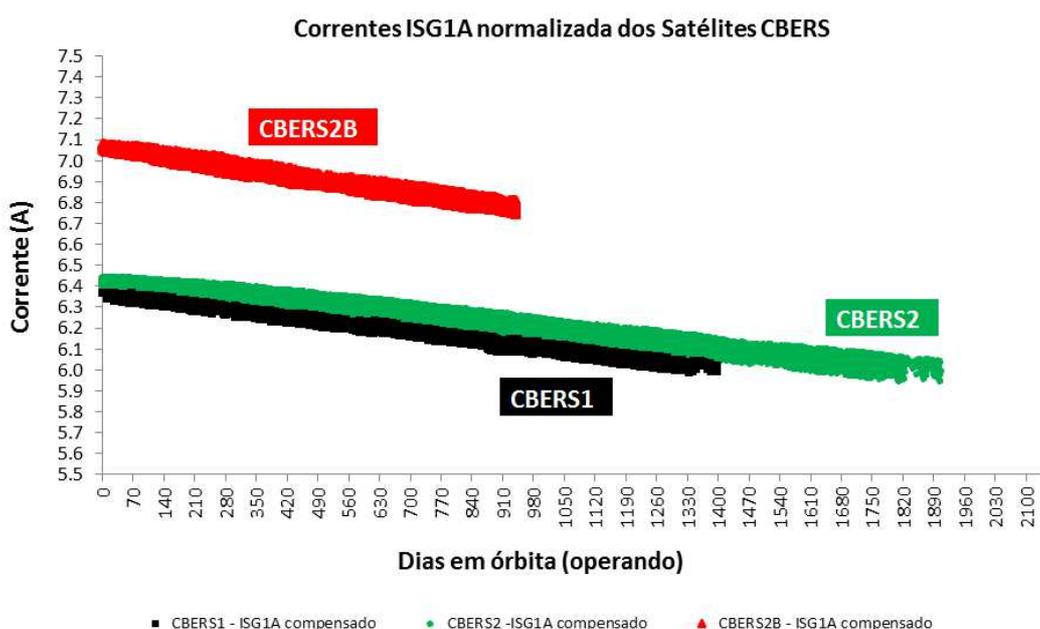


Figura 10.6 – Corrente ISG1A do SAG normalizada – CBERS.

Obs.: o eixo x apresenta os dias passados desde o lançamento.

Percebe-se claramente a maior diferença nas correntes do CBERS2B (como esperado) e o CBERS1 com valores ligeiramente inferiores ao CBERS2 (o que contraria as condições apresentadas).

Uma das possíveis causas, que não justificaria por completo essa diferença, seria o processo de fabricação do Gerador Solar. Os valores de eficiência apresentados representam o lote de células solares recebidos do fornecedor chinês. Essas células passam pelo processo de fabricação para transformarem em SCA's (células solares com interconectores e vidros de proteção). Logo em seguida são classificadas novamente e separadas por classes. Posteriormente são conectadas em série para formar o "string". Finalmente, esses "strings" são distribuídos em paralelo e colados (processo de Laydown) na estrutura para então formar o Gerador Solar. Todo esse processo, feito com intervenção humana, provoca inevitavelmente variações nos resultados elétricos finais do dispositivo. Essa variação depende da qualidade dos processos aplicados na fabricação e da precisão dos equipamentos de teste.

Provavelmente, a causa principal dessa corrente normalizada maior no CBERS2, o que contraria a eficiência apresentada, reside num "problema" já mencionado em capítulos anteriores. O CBERS1, diferentemente dos outros satélites, foi projetado para receber apenas as telemetrias diretas de corrente do SAG, ou seja, apenas quando em visada com as estações terrenas, as informações eram recebidas e armazenadas. O link direto com as estações de rastreamento e controle brasileiras era mantido em torno de 10 min. Dessa forma as informações ficavam limitadas nesse tempo. Como o período sob luz solar era em torno de 65 minutos, conclui-se que durante a maior parte do tempo em que o Gerador Solar estava fornecendo corrente, não eram coletados esses dados. Analisando o período de recepção de dados (10 min) podemos notar que não há coincidência entre as correntes fotogeradas e o pico dos níveis de irradiância solar. Sendo assim, os valores das correntes adquiridas não representam o maior valor gerado. Isso difere dos outros dois satélites CBERS na qual o sistema armazena as telemetrias (durante todo o período sob luz solar) numa taxa de amostragem próxima de 1 segundo.

Para reforçar essa ideia, apresentamos a Figura 10.7 que ilustra os valores da telemetria de corrente do CBERS1 e no mesmo plano a indicação do período

de incidência solar, alguns dias após o lançamento do satélite (dois períodos de luz solar e um período de eclipse). Como já mencionado, nos dois casos de período solar apresentado, os valores das correntes adquiridas não coincidem com o máximo valor de intensidade solar. Esse efeito é percebido durante todo o período de vida do satélite. Dessa forma, temos níveis de corrente médio inferiores aos valores máximos gerados, justificando os valores de correntes geradas pelo CBERS1 serem ligeiramente inferiores aos do CBERS2, apesar dos parâmetros de órbita e eficiência das células apontarem o contrário.

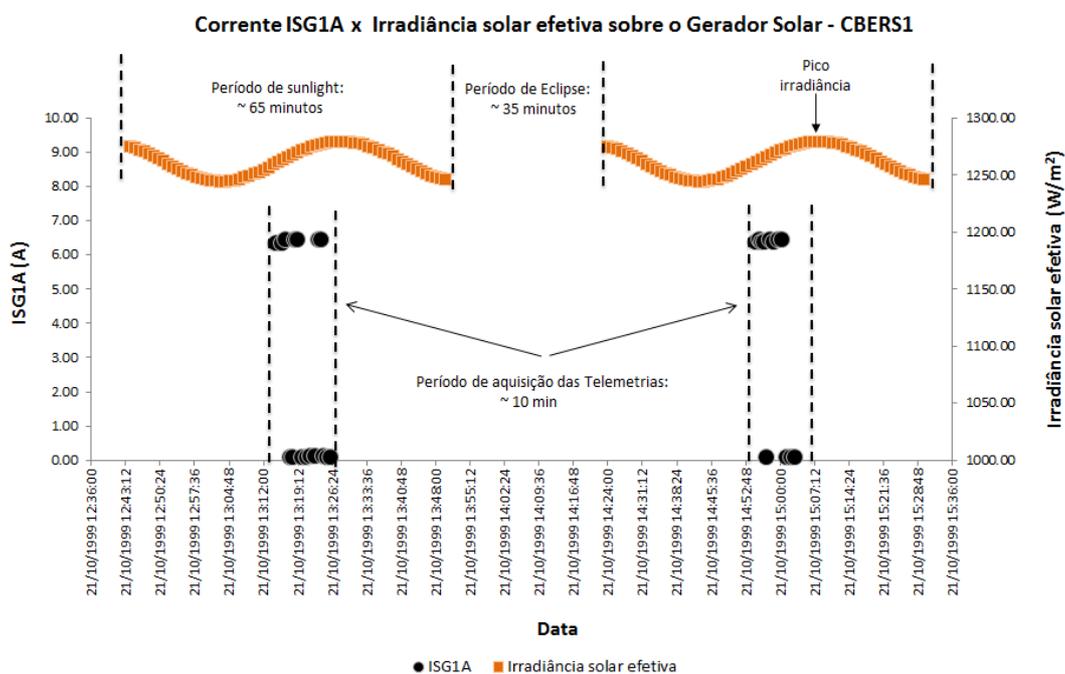


Figura 10.7 – Corrente ISG1A x nível de Sol incidente – CBERS1.

Concluída as análises e feitos os devidos esclarecimentos, chegamos finalmente aos valores comparativos da degradação, devido à radiação solar, sobre os três satélites CBERS, ilustrado na Figura 10.8:

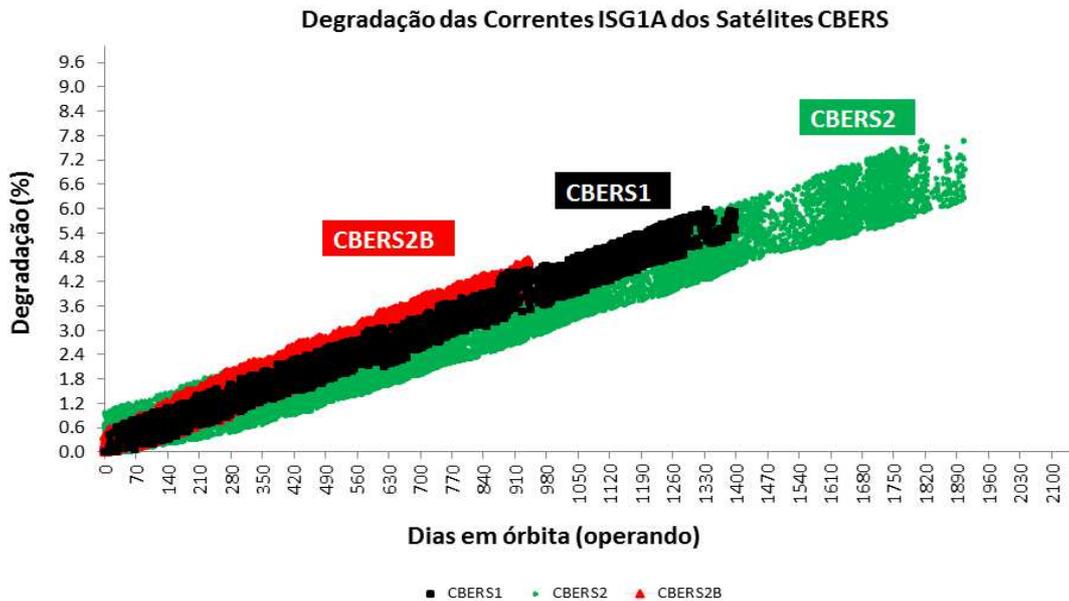


Figura 10.8 – Degradação das Correntes ISG1A do SAG – CBERS.

Os resultados demonstram que os satélites CBERS sofreram níveis de degradação sobre as células solares muito próximos. Isso era esperado, pois utilizaram células solares com a mesma tecnologia (células de silício), vidros de proteção com a mesma espessura e foram lançados e orbitaram praticamente na mesma altitude, sofrendo, portanto, níveis de radiação equivalentes.

Numericamente podemos encontrar a melhor aproximação que define a degradação das correntes dos Geradores Solares dos satélites CBERS. A Figura 10.9 apresenta essa relação.

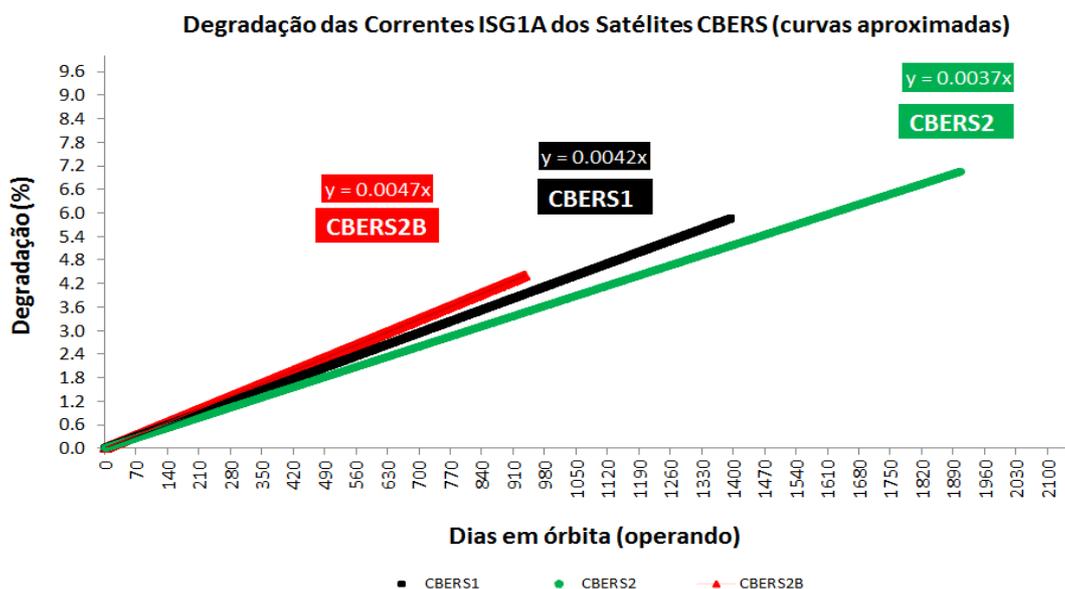


Figura 10.9 – Degradação das Correntes ISG1A (aproximação linear).

A melhor aproximação para as curvas de degradação apontam para um comportamento linear da degradação para esse período de vida dos satélites, com resultados bem similares para os satélites analisados. Numericamente, obtemos os seguintes valores (porcentagem de degradação ao dia) conforme equações 10.1, 10.2 e 10.3.

CBERS1

$$\text{Degrad. CBERS1 (\%)} = 0,0042 \text{ por dia} \quad (10.1)$$

Corresponde aproximadamente a 1,53 % ao ano, com 5,80 % em toda a vida
(~ 1397 dias)

CBERS2

$$\text{Degrad. CBERS2 (\%)} = 0,0037 \text{ por dia} \quad (10.2)$$

Corresponde aproximadamente a 1,35 % ao ano, com 7,05 % em toda a vida
(~ 1907 dias)

CBERS2B

$$\text{Degrad. CBERS2B (\%)} = 0,0047 \text{ por dia} \quad (10.2)$$

Corresponde aproximadamente a 1,71 % ao ano, com 4,40 % em toda a vida (~ 939 dias)

Os resultados obtidos serão de grande valia para projetos futuros desenvolvidos pelo INPE. Tanto na avaliação das considerações teóricas de projeto como também na confrontação dos resultados encontrados para os satélites SCD's. Algumas discrepâncias foram observadas para essas duas situações e serão discutidas na sequência desse trabalho.

10.1. Confrontação dos resultados com o projeto elétrico

Os satélites CBERS foram projetados para um período de vida de dois anos. Inicialmente, a dose (fluência) total de radiação acumulada especificada sobre o Gerador Solar no final desse período de vida foi de $5,06 \cdot 10^{13}$ e/cm² (1 MeV elétrons) (INPE, 1989). Para o projeto elétrico do Gerador Solar foi adotado uma dose acumulada de $1,0 \cdot 10^{14}$ e/cm² para os cálculos (INPE, 1992). Em função dessa dose de radiação, o fabricante fornece os valores de degradação dos parâmetros elétricos da célula solar (4,3 % para a corrente de máxima potência e 4,7 % para a corrente de curto circuito), conforme já apresentado na tabela 5.3. Normalmente os índices de degradação dos parâmetros elétricos da célula solar em função da dose de radiação são fornecidos, pelos fabricantes, em tabelas com valores fixos. É provável que o índice utilizado nos cálculos do projeto CBERS seja aquele (acima) mais próximo do valor fornecido. Essa definição impõe uma solução conservativa no desenvolvimento do projeto. O Gerador Solar dos satélites CBERS geram correntes bem próximas do ponto de máxima potência. Sendo assim, utilizaremos o índice teórico dessa corrente para as análises comparativas que se seguem.

Os valores teóricos especificados representam uma degradação das correntes fotogeradas, devido à dose total de radiação, em torno de 2,15 % ao ano. Sendo assim, confrontando com os resultados obtidos nesse trabalho, constatamos que são valores superiores aos dados reais. A Figura 10.10 apresenta esse comparativo:

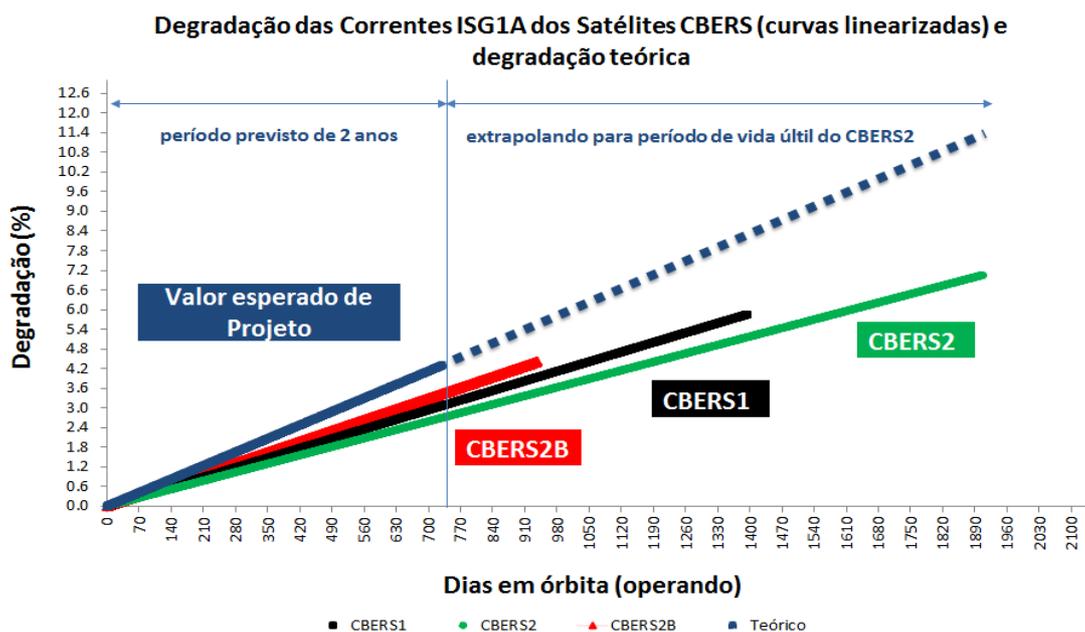


Figura 10.10 – Degradação das Correntes real e teórica (CBERS).

Na figura acima, da mesma forma que fora feito para os valores reais, foi estabelecido uma variação linear da degradação teórica (curva azul). Acima do período de dois anos estipulados, fizemos uma extrapolação dos pontos para que a comparação com os dados reais fossem mais evidenciados.

Conforme já mencionado, o uso conservativo dos níveis de radiação assumidos no projeto elétrico podem explicar as diferenças encontradas entre a previsão teórica e os valores encontrados nas medidas reais.

Para uma melhor visualização dos resultados obtidos, podemos representar a degradação teórica, prevista em projeto, diretamente nos valores da corrente

fotogerada e compará-las com as correntes obtidas com as telemetrias após a normalização dos dados. As Figuras 10.11, 10.12 e 10.13 ilustram essa situação para os três satélites CBERS:

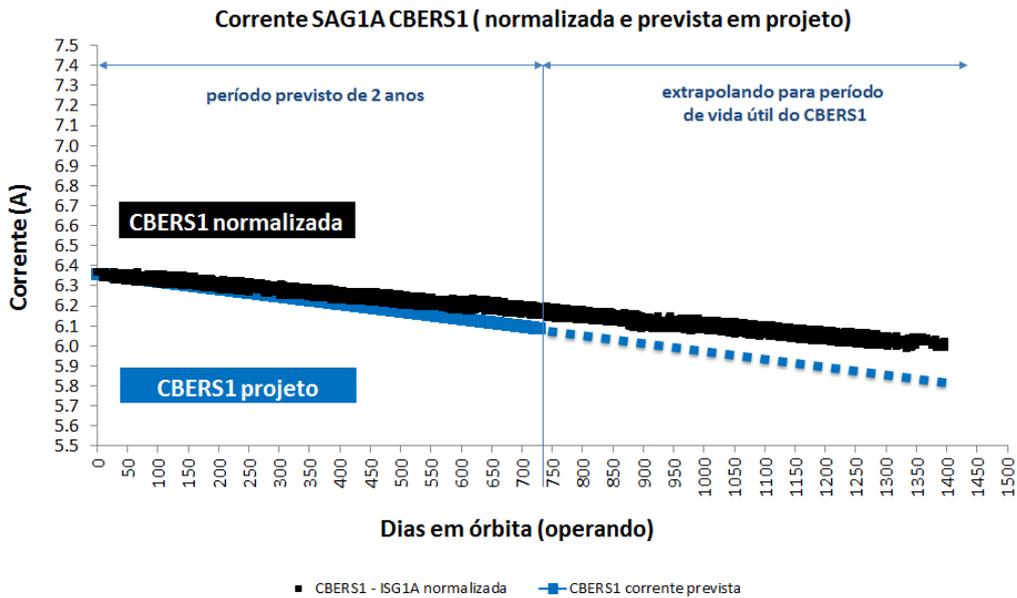


Figura 10.11 – Corrente normalizada e teórica (CBERS1).

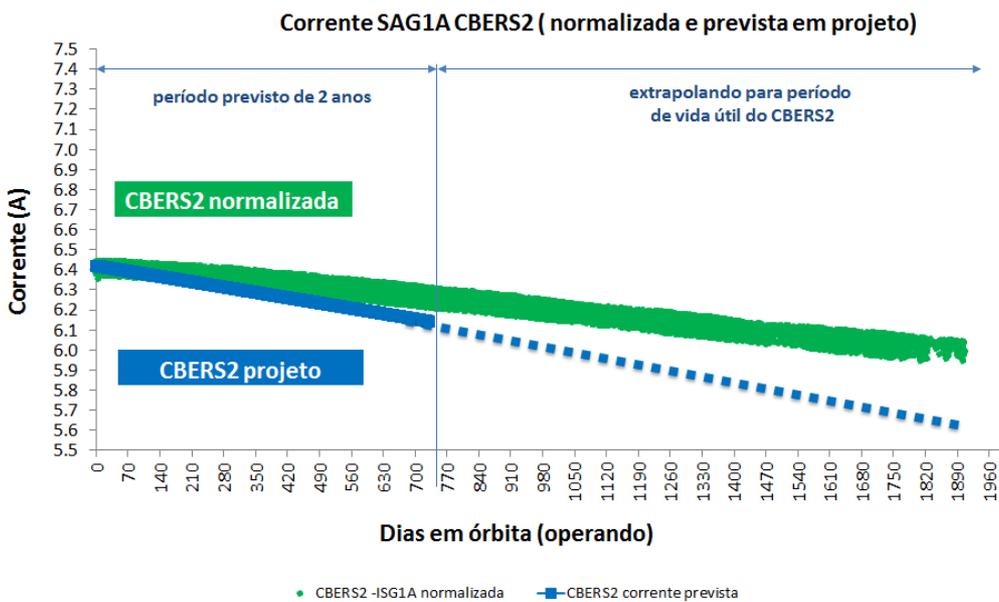


Figura 10.12 – Corrente normalizada e teórica (CBERS2).

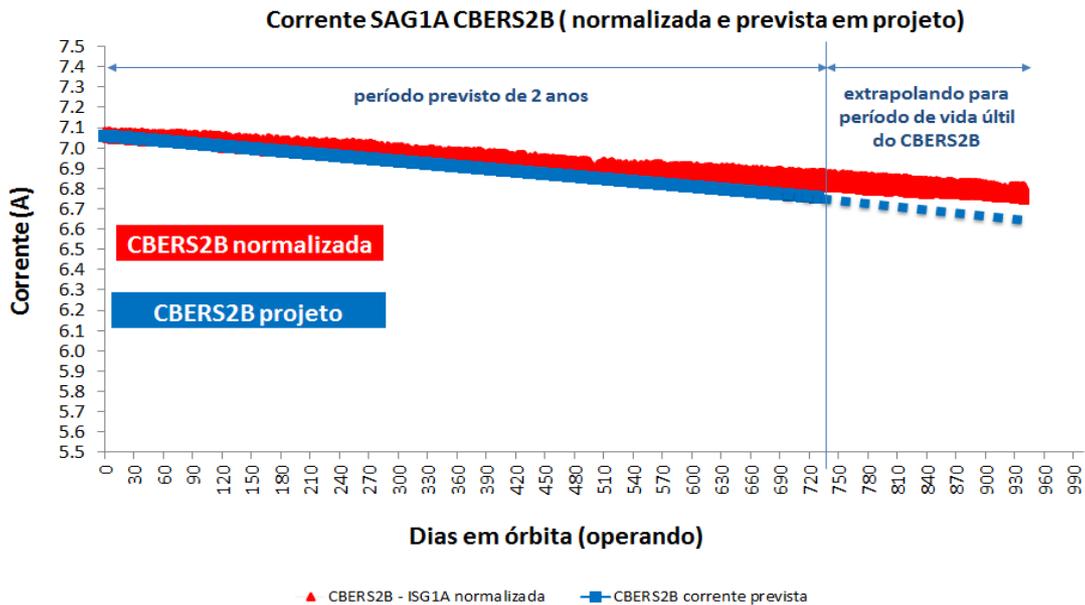


Figura 10.13 – Corrente normalizada e teórica (CBERS2B).

10.2. Confrontação dos resultados do CBERS com os SCD's

Com o objetivo de deixar um registro dos dois principais programas de satélite do INPE e para que possamos conhecer um pouco mais as peculiaridades de cada um, foi realizada uma análise comparativa entre os resultados dos estudos do comportamento elétrico do Gerador Solar dos satélites CBERS e dos satélites SCD's. Ficou evidenciada uma discrepância nos resultados que gerou a necessidade de uma análise mais detalhada das probabilidades das causas dessa discrepância. As informações obtidas após a conclusão das análises poderão servir de base para serem aplicadas em projetos futuros. A Figura 10.14 ilustra a degradação das correntes fotogeradas dos satélites CBERS e dos satélites SCD's.

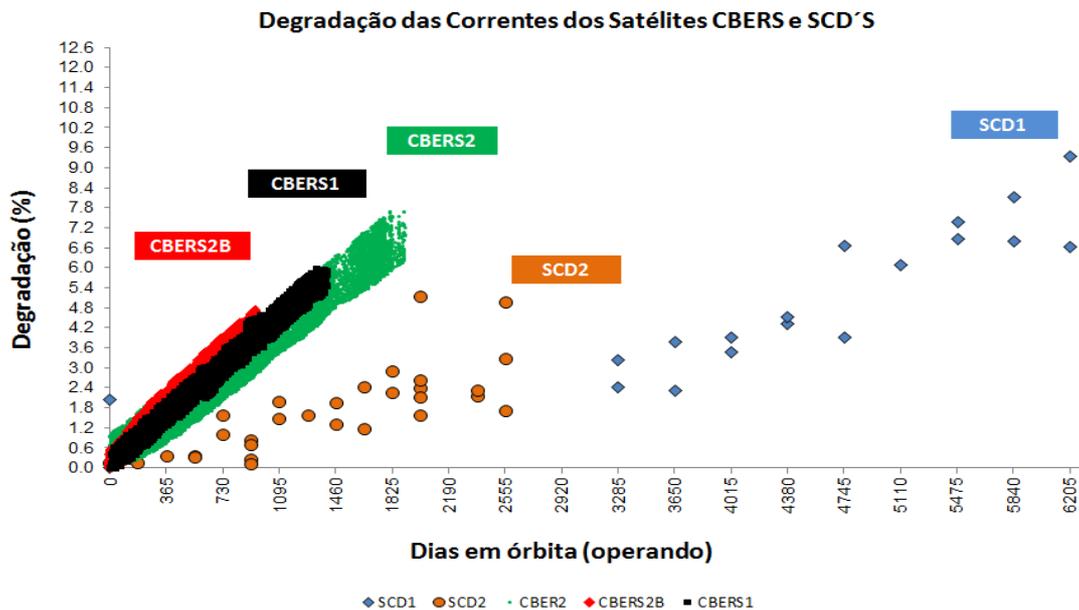


Figura 10.14 – Degradação das Correntes (CBERS e SCD's).

Podemos ressaltar dois pontos que podem explicar o comportamento diferenciado da degradação dos satélites SCD's em relação aos satélites CBERS. Os Geradores Solares dos satélites SCD's trabalhavam numa faixa de temperatura de $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $40\text{ }^{\circ}\text{C}$ enquanto que os painéis dos satélites CBERS trabalharam numa faixa de temperatura mais rigorosa, de $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $80\text{ }^{\circ}\text{C}$. Isso ocorria, pois o sistema de estabilização dos SCD's (orientação por spin) provocava esse comportamento. Essa característica pode ter contribuído, mesmo que em menor proporção, para a diferença da degradação encontrada.

Porém, o fator preponderante para essa discrepância nos resultados está relacionado com os vidros de proteção (coverglasses) contra os efeitos da radiação colocados sobre as células solares do Gerador Solar dos satélites SCD's. Os vidros de proteção utilizados sobre as células eram remanescentes do programa de satélites geoestacionário "Intelsat". Satélites de órbita geoestacionária são desenvolvidos para um tempo de vida maior que o tempo de vida esperado para satélites de coleta de dados ou satélites de sensoriamento remoto. Além disso, orbitam a Terra numa altitude mais

elevada, onde os efeitos da radiação são mais prejudiciais. Por esses motivos, os vidros de proteção necessitam de uma espessura maior que aquela especificada para os satélites de sensoriamento remoto, como os SCD's que tinham previsão de vida de um (01) ano para o SCD1 e dois (02) anos para o SCD2. O reaproveitamento desse material resultou numa proteção adicional contra os efeitos da radiação solar, minimizando assim o efeito da degradação ao longo do tempo nesses satélites.

Poderíamos então colocar uma questão diante dessa constatação.

Porque os satélites CBERS não foram projetados com vidros de proteção com espessuras próximas às utilizadas nos satélites SCD's ?

Todos os equipamentos do satélite são projetados de acordo com o tempo de vida estabelecido para a missão. Portanto, a partir desse período de vida previsto, alguns equipamentos podem começar a apresentar problemas e até mesmo ficarem inutilizados, comprometendo parcial ou totalmente a missão. Dessa forma, isoladamente um equipamento em bom estado pode não ter mais a sua necessidade funcional, pois o satélite já não consegue produzir o que dele se espera. Sendo assim, um Gerador Solar com probabilidade de vida muito além daquela especificada para a missão, de nada adiantaria. Pelo contrário, poderia causar alguns impactos em outros subsistemas.

O subsistema mais impactado provavelmente seria o subsistema estrutura. Acréscimos na espessura de um material provoca um aumento relativo na massa do satélite. Também pode afetar tanto o centro de massa como o momento de inércia do satélite. Outra consequência é a produção de custos adicionais de lançamento, pois são proporcionais a massa. De acordo com Mukund (2005), para satélites de órbita baixa (LEO), como os satélites CBERS, o custo para se colocar um satélite em órbita é em torno de US\$ 10000,00 por kg de massa (valor estimado em 2002).

Podemos traduzir em números esses apontamentos e constatar os problemas que uma solução equivocada pode provocar. Fizemos um levantamento nos documentos de inspeção de recebimento dos vidros de proteção, realizada nas dependências do fornecedor. Especificamente, foram analisadas as amostras que posteriormente foram utilizadas no satélite CBERS2B. Os resultados dos valores médios dos parâmetros podem ser conferidos na sequência.

Para efeito de comparação relacionamos a espessura dos SCD's (INPE, 1990b).

Espessura do coverglass dos SCD's: ~ 200 μm

Na sequência os valores médios das amostras do CBERS2B (INPE, 2005):

Espessura do coverglass dos CBERS1,2 e 2B: ~ 130 μm

Massa do coverglass do CBERS: 0,2626 g

Como pode ser observado, existe uma diferença de aproximadamente 54,34 % entre a espessura do coverglass utilizado nos satélites SCD's e os satélites CBERS. Como a massa desse material é diretamente proporcional a sua espessura, conseqüentemente teríamos um aumento médio de massa (por coverglass) de aproximadamente 54,34 % ou 0,143 g. O projeto do Gerador Solar dos satélites CBERS1,2 e 2B foi elaborado utilizando 14412 células no total. Dessa forma, caso o mesmo tipo de coverglass utilizado nos satélites SCD's fosse utilizado nos satélites CBERS, teríamos um acréscimo de massa no satélite de aproximadamente 2,0 kg. Portanto, valores até certo ponto consideráveis que podem ser evitados sem prejuízo a missão.

11. DESENVOLVIMENTO DE ROTINAS COMPUTACIONAIS

As rotinas computacionais são de fundamental importância para as análises de um equipamento. Elas são desenvolvidas através de modelos matemáticos que representam o comportamento do dispositivo, e, são de grande valia para a engenharia. Sua aplicação é relevante desde a fase de concepção de projeto até a fase de análise de dados em voo, orientando o desenvolvimento do projeto. Com elas é possível simular diversos tipos de situações que podem eventualmente ocorrer durante a missão, gerando maior confiabilidade nos resultados esperados. Especificamente para o Gerador Solar, eventos como perdas de células ou “strings”, comportamento inesperado na atitude do satélite, eclipses lunares, entre outros, devem ser avaliados para que não gerem problemas que possam prejudicar a missão. Dessa forma, com o vasto material disponível que obtemos (projeto elétrico, resultados de testes em modelos qualificação, telemetrias de voo, estudos da degradação, etc.), foi possível elaborar rotinas que pudessem refletir o comportamento elétrico do Gerador Solar dos satélites. Com pequenos ajustes nos parâmetros, as rotinas poderão ser ampliadas para as outras missões propostas pelo INPE. Para que não se tornasse muito repetitivo a análise de todos os satélites lançados, na sequência desse trabalho, duas situações foram propostas:

- O satélite CBERS2 escolhido como exemplo para comparação dos resultados de voo com a rotina computacional desenvolvida (é o satélite que ficou mais tempo em órbita ativo, gerando mais dados para a apresentação).
- O satélite CBERS4 que será lançado em breve, baseado num comportamento orbital similar ao CBERS2, terá seu comportamento avaliado ao longo de sua vida.

As rotinas foram elaboradas utilizando o ambiente MATLAB, através da ferramenta GUI (Graphical User Interface). Ela disponibiliza uma interface de

programação diretamente relacionada com uma interface gráfica, na qual é possível verificar mais facilmente os resultados.

Uma infinidade de modelos analíticos do comportamento elétrico da célula solar é encontrada na literatura. Esses modelos permitem simular o comportamento do dispositivo célula solar nas mais variadas condições de voo. Em Rauschenbach (1980) encontramos três modelos obtidos através da equação característica da célula solar, apresentada na Equação 6.2 (capítulo 6). O modelo 2 desconsidera a resistência “Shunt” (R_{sh}) nos cálculos, eliminando o termo “ V/R_{sh} ” da referida equação. Os modelos 1 e 3 desenvolvem a equação considerando todos os termos. Eles apresentaram os melhores resultados quando comparadas as curvas características resultantes do modelo com as medidas reais do dispositivo, gerados no laboratório. Diante disso, nesse trabalho, inicialmente partimos com o desenvolvimento dos modelos 1 e 3, expondo graficamente os resultados.

Basicamente, podemos utilizar as rotinas computacionais em três fases distintas do ciclo de vida do produto.

a) Fase preliminar de projeto

Nessa fase, a única informação que se tem para as análises são as características elétricas da célula solar, fornecidas pelo fabricante. Com esses dados é possível gerar as curvas $I \times V$ dessa célula e extrapolar para o Gerador Solar (que é composto por uma combinação de células). Esse cenário pode inserir uma quantidade de erros consideráveis no resultado final, visto não se ter informações precisas dos efeitos do processo de fabricação no comportamento do dispositivo elétrico (processos de soldagem, colagem de vidros de proteção, etc.).

b) Fase intermediária de fabricação

Nessa fase, já se tem à disposição o modelo de qualificação (Cupom de Teste do Gerador Solar), que é um dispositivo representativo do produto final, com

várias células solares dispostas de forma a representar uma parte do Gerador Solar. Nesse momento já se pode obter a interferência dos processos de fabricação nos resultados de caracterização elétrica desse cupom. A Figura 11.1 ilustra o cupom de teste produzido para os satélites CBERS3&4:

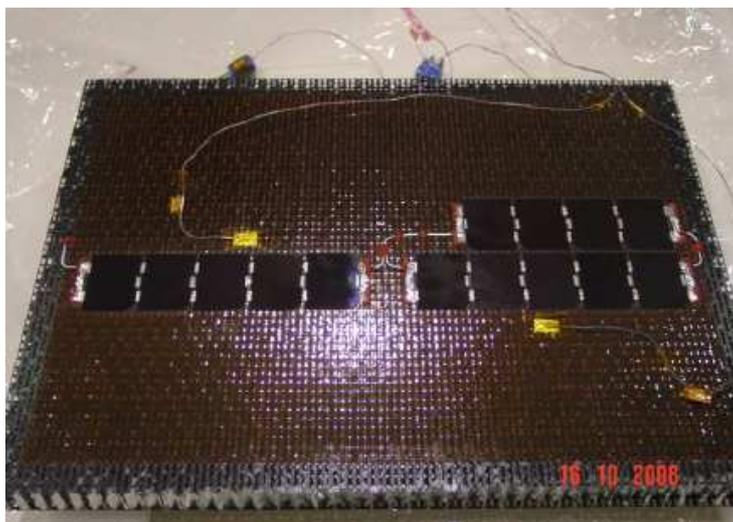


Figura 11.1 – Cupom de testes dos satélites CBERS3&4.
Fonte: INPE.DEA (2012).

Esse cupom é constituído de quatorze células solares colocadas em série, representando um “string”. Após a realização do teste elétrico, obtemos as curvas características desse dispositivo com as deformações e características bem similares ao que será encontrado no Gerador Solar completo.

c) Fase pós-lançamento

Em situações de voo, através da propagação dos dados orbitais, é possível antever o comportamento das correntes fotogeradas.

11.1. Rotina computacional para o satélite CBERS2

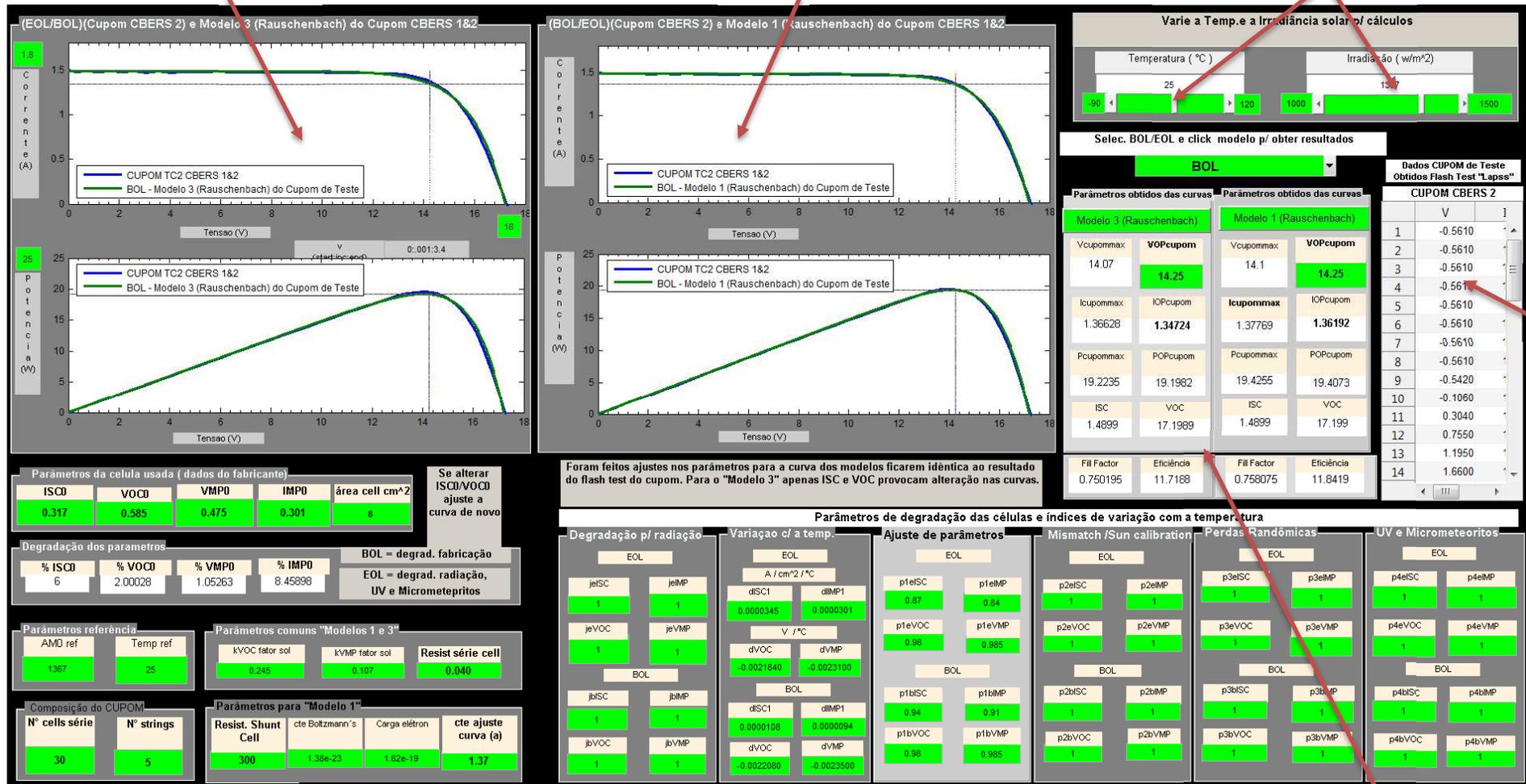
A parte elétrica dos satélites CBERS1&2 foi desenvolvida em duas etapas. A primeira etapa consistia da fabricação dos módulos solares (realizada por uma empresa alemã contratada pelo INPE). A segunda etapa consistia na colação desses módulos na estrutura e a fabricação e instalação da cablagem

(realizada pela indústria nacional). O mesmo foi feito para o modelo de qualificação (cupom de teste) que após essa etapa de fabricação foi caracterizado eletricamente, gerando as curvas características (nas quais já se poderia observar os efeitos dos processos de fabricação). Portanto, buscando obter um melhor ajuste dos parâmetros, partiremos dessa condição (com as medidas reais realizadas no laboratório de testes sendo inseridas no programa) para o desenvolvimento, plotando a curva $I \times V$. Sobre ela geramos a curva do modelo selecionado, fazendo todos os ajustes para que ambas tenham as mesmas características. Isso fará com que a curva modelada apresente as mesmas deformações resultantes dos processos de fabricação. A Figura 11.2 apresenta o resultado, com todos os parâmetros necessários para produzir as curvas que representam o comportamento elétrico do dispositivo.

Curvas (Modelo elétrico 3)

Curvas (Modelo elétrico 1)

Ajuste da irradiância e temperatura



Parâmetros das células e cupom e parâmetros de ajustes das curvas

Resultado da leitura de 1 ponto selecionada da curva (2 modelos)

Figura 11.2 – Modelo elétrico do Cupom de teste do Gerador Solar (CBERS 1&2).

Podemos notar pela sobreposição das curvas (as verdes pontilhadas representam os dados de teste e as azuis os resultados dos modelos selecionados) que o “Modelo 1” teve um ajuste com melhor precisão que o “modelo 3”. Isso, provavelmente se deve ao fato que ele utiliza parâmetros adicionais (como o fator de ajuste do diodo e a resistência Série e Shunt da célula) nos cálculos, enquanto que o “modelo 3” se desenvolve apenas com os quatro parâmetros característicos da célula solar. Sendo assim o “modelo 1” será utilizado como referência nas rotinas computacionais desenvolvidas para simular o comportamento elétrico do Gerador Solar dos satélites. A Figura 11.3 mostra com detalhes a curva IxV desse modelo selecionado:

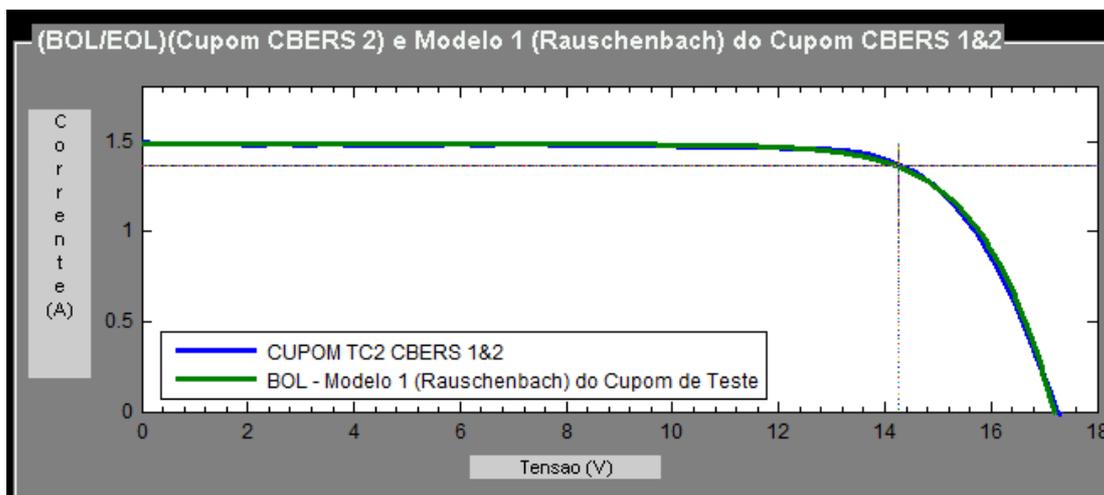


Figura 11.3 – Detalhe das correntes do CBERS2 (TM e do modelo simulado).

A rotina computacional permite as seguintes manipulações (campos em verde são editáveis):

- Alterar parâmetros de ajuste da curva
- Alterar características da célula solar e da estrutura do cupom
- Alterar os valores de temperatura e irradiância solar
- Inserir os valores de degradação para se avaliar resultados de final de vida
- Inserir a tensão para obter a leitura da curva nesse ponto específico

- Fazer a leitura no início (BOL) ou final de vida (EOL)
- Comparar os resultados dos dois modelos utilizados

Além disso, caso estejamos na fase preliminar de projeto qualquer (sem os resultados elétricos do cupom de teste) ele permite que sejam inseridos os fatores de perdas de fabricação. Nesse caso pode-se utilizar a experiência em programas anteriores para definir esses parâmetros.

Portanto, como possui vários campos editáveis, possibilita gerar uma rotina computacional do modelo elétrico para qualquer tipo de cupom, bastando para isso definir o número de células em série/paralelo e ajustar os parâmetros da célula solar a ser utilizada, caso possua características distintas daquelas cadastradas.

Após definido o comportamento elétrico do cupom de teste, geramos a rotina computacional do Gerador Solar com as mesmas características e deformações da curva, considerando agora todas as combinações de “strings” em paralelo e células em série utilizadas. Como o modelo 1 apresentou um melhor ajuste da curva, ele foi selecionado para as novas rotinas desenvolvidas. A Figura 11.4 ilustra o resultado dessa rotina do Gerador Solar dos satélites CBERS1&2.

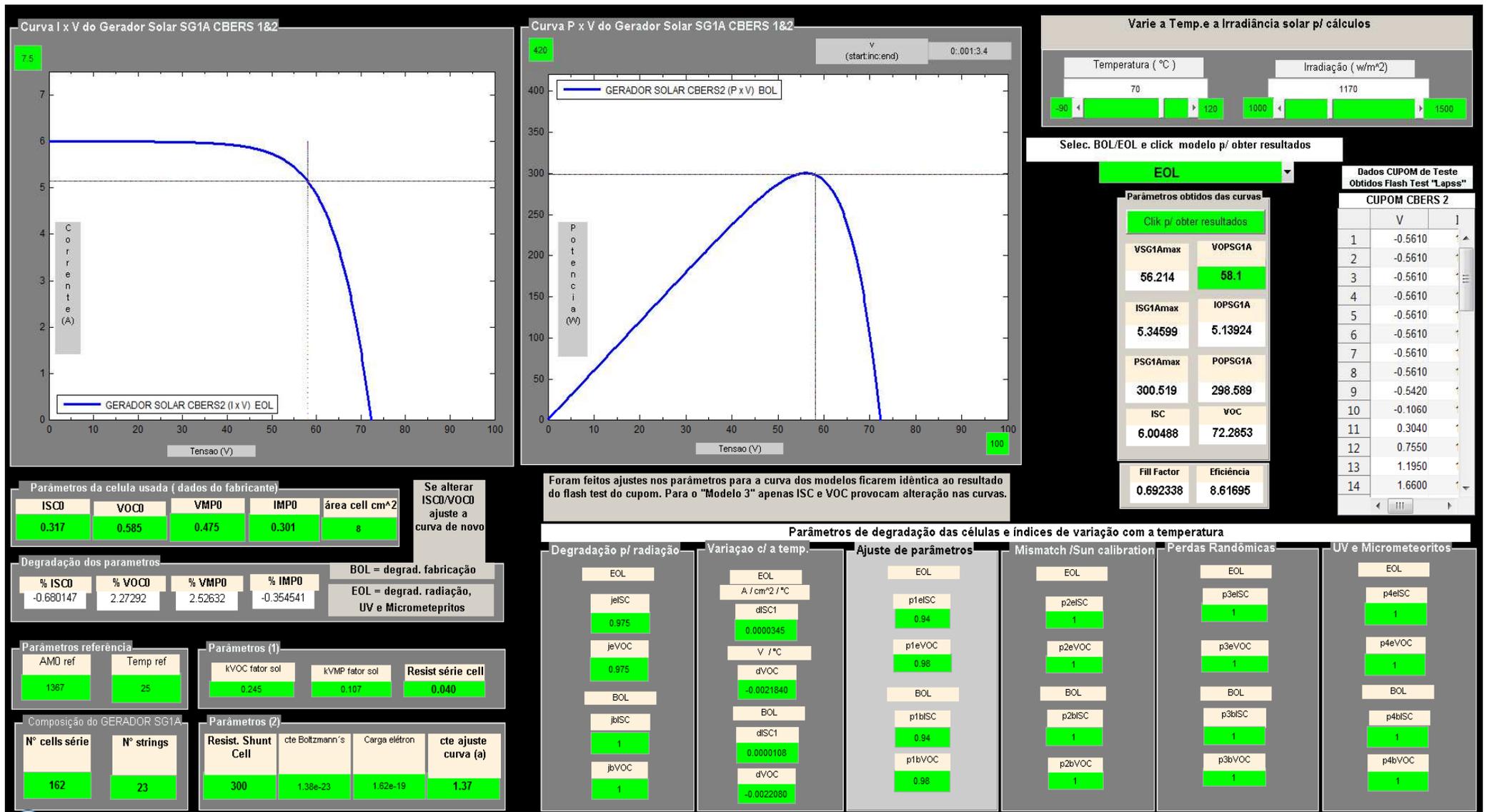


Figura 11.4 – Modelo elétrico do Gerador Solar (CBERS1&2).

As curvas geradas acima representam uma condição teórica no final de vida do satélite CBERS2, submetido às piores condições de irradiância solar previstas. As coordenadas do ponto de operação podem ser observadas nos gráficos para a análise precisa do posicionamento nas curvas.

Com a elaboração da rotina que reproduz o comportamento elétrico do Gerador Solar, geramos uma nova configuração para podermos encontrar as correntes fotogeradas ao longo da vida do satélite (no exemplo o CBERS2). Teremos assim, não mais uma visualização pontual da curva no início ou final de vida, mas uma percepção contínua ao longo da vida do satélite. Para essa implementação inserimos na forma de tabela, as informações de tensão, temperatura e a variação da irradiância solar para todo o período de vida do satélite. Incluímos também as telemetrias de corrente, para comparação dos resultados. Como o Gerador Solar do satélite está conectado diretamente à Bateria, carregando-a, ela é considerada a carga para a rotina desenvolvida. Por fim, definimos a degradação linear das correntes fotogeradas ao longo da vida do satélite (calculada no capítulo 9 desse trabalho) e rodamos a rotina. A Figura 11.5 apresenta os resultados obtidos:

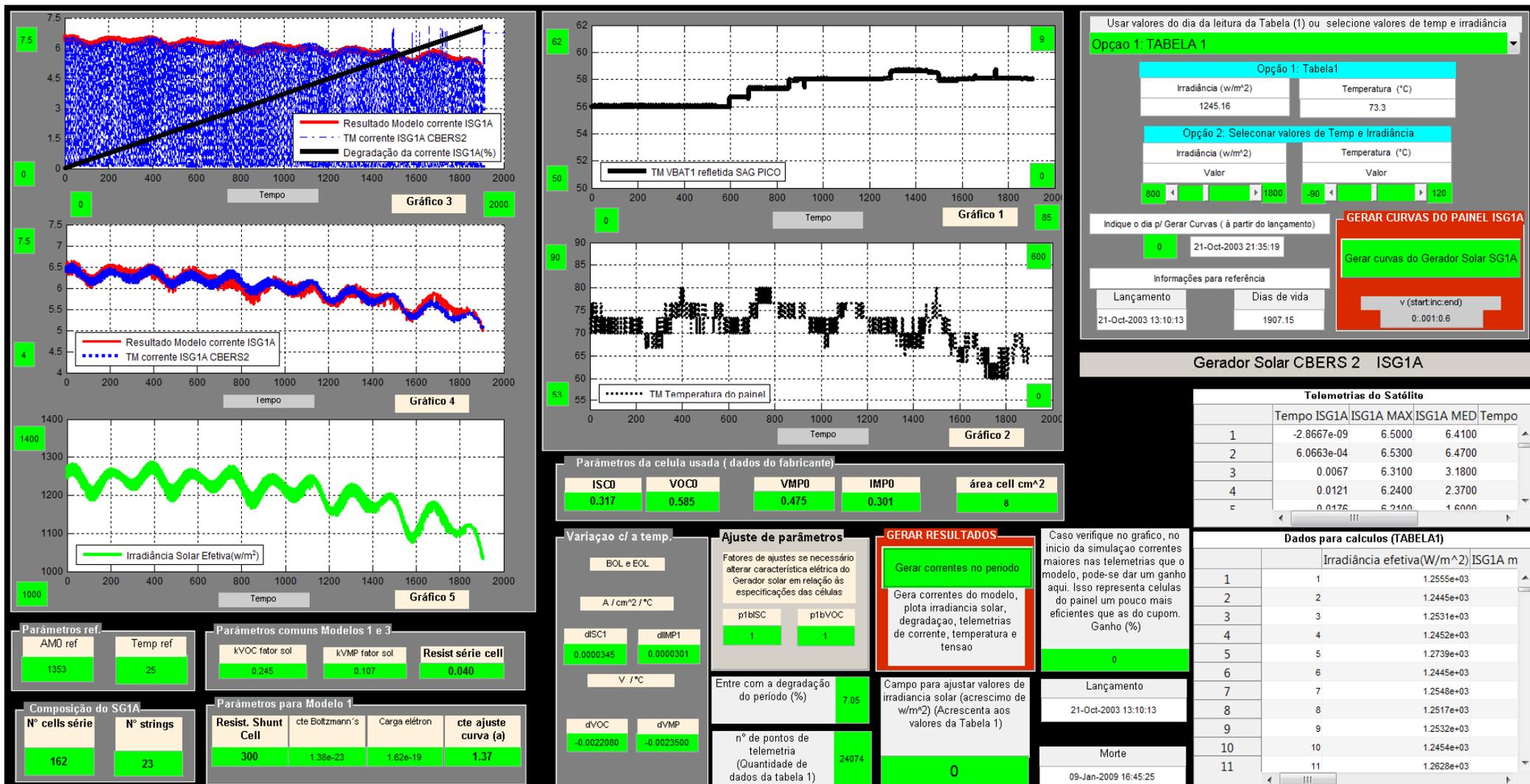


Figura 11.5 – Rotina computacional do Gerador Solar (CBERS2).

Podemos observar cinco gráficos distintos, identificados na Figura 11.5. Os gráficos 1 e 2 ilustram a tensão de operação do Gerador Solar e a temperatura, respectivamente. O satélite não gera telemetrias de tensão do Gerador Solar, porém, disponibiliza telemetrias de tensão da Bateria. Como a Bateria está conectada diretamente na seção SG1A do Gerador (através da cablagem e diodos), calculamos as perdas nesse circuito e simulamos a tensão de trabalho do Gerador Solar.

O gráfico 5 indica os valores de irradiância solar calculados através do modelo orbital apresentado no capítulo 6 desse trabalho.

Os gráficos 3 e 4 apresentam efetivamente o resultado das correntes obtidas pela rotina desenvolvida, sob dois ângulos. O gráfico 3 resalta todas as telemetrias de corrente armazenadas durante a vida do satélite (azul), a curva linear da degradação por radiação (preto) e a curva do modelo sobreposta (vermelho). Repare que as telemetrias de voo possuem valores partindo de zero até um valor máximo. Isso ocorre, pois quando o sistema não solicita correntes do Gerador Solar (bateria completamente carregada), ela é descartada, apresentando valores nulos nas telemetrias. Já os valores intermediários aparecem normalmente no início e no final do período sob luz solar. O gráfico 4 detalha o resultado das correntes do modelo (vermelha) e das correntes máximas da telemetria do período (azul), descartando as correntes nulas e intermediárias.

A rotina estabelecida permite ainda realizar alguns ajustes nos parâmetros das células e gerar as curvas características do Gerador Solar em qualquer período da vida do satélite.

Como pode ser observado nos resultados, o modelo elétrico se comportou de forma bem similar aos valores das telemetrias. As correntes (modelo e telemetria) tiveram praticamente o mesmo resultado ao longo da vida do satélite. Isso valida a rotina elaborada, visto que os valores médios das correntes fotogeradas estão de acordo com os valores obtidos no modelo, após a aplicação da degradação teórica do período (7,05%) para o satélite CBERS2. A Figura 11.6 apresenta o detalhe do resultado das correntes obtidas (curva

em azul – valores da corrente de telemetria do satélite CBERS2 e curva em vermelho – curva resultante do modelo 1) ampliada da Figura 11.5:

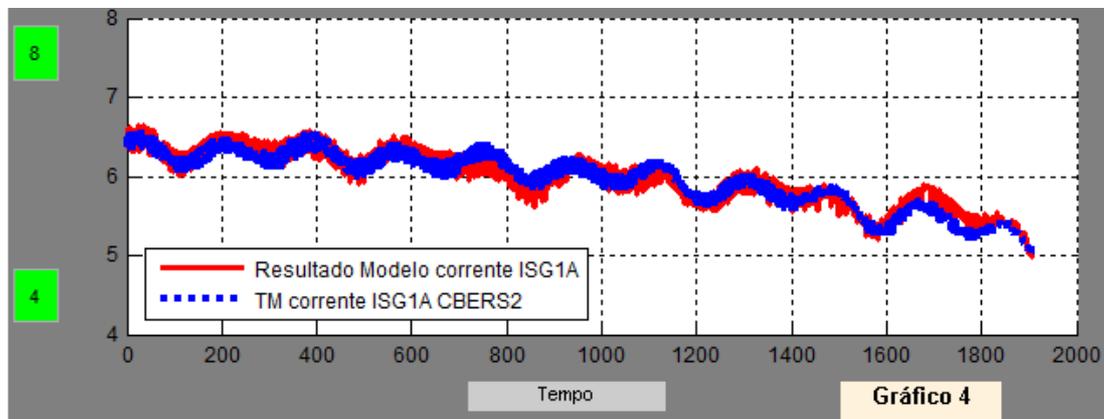


Figura 11.6 – Detalhe das correntes fotografadas (CBERS2).

Essa análise também foi aplicada para os satélites CBERS1 e CBERS2B, considerando suas características, e, apresentaram os mesmos resultados satisfatórios.

11.2. Rotina computacional para o satélite CBERS4

Os satélites CBERS3&4, como já relatado anteriormente, apresentam algumas características diferenciadas de células solares, quando comparadas com seus antecessores (outra tecnologia, área maior, coeficientes de variação com a temperatura diferentes). Os níveis de degradação devido à radiação solar para essa tecnologia de célula, de acordo com o fabricante, são ligeiramente menores. O modelo desenvolvido permite que se façam todos os ajustes necessários.

Dessa forma, seguindo os mesmos passos aplicados ao satélite CBERS2, obtemos os dados do cupom de teste dos satélites CBERS3&4 e geramos as curvas características, fazendo os ajustes dos parâmetros para que as curvas se sobreponham. A Figura 11.7 ilustra essa rotina:

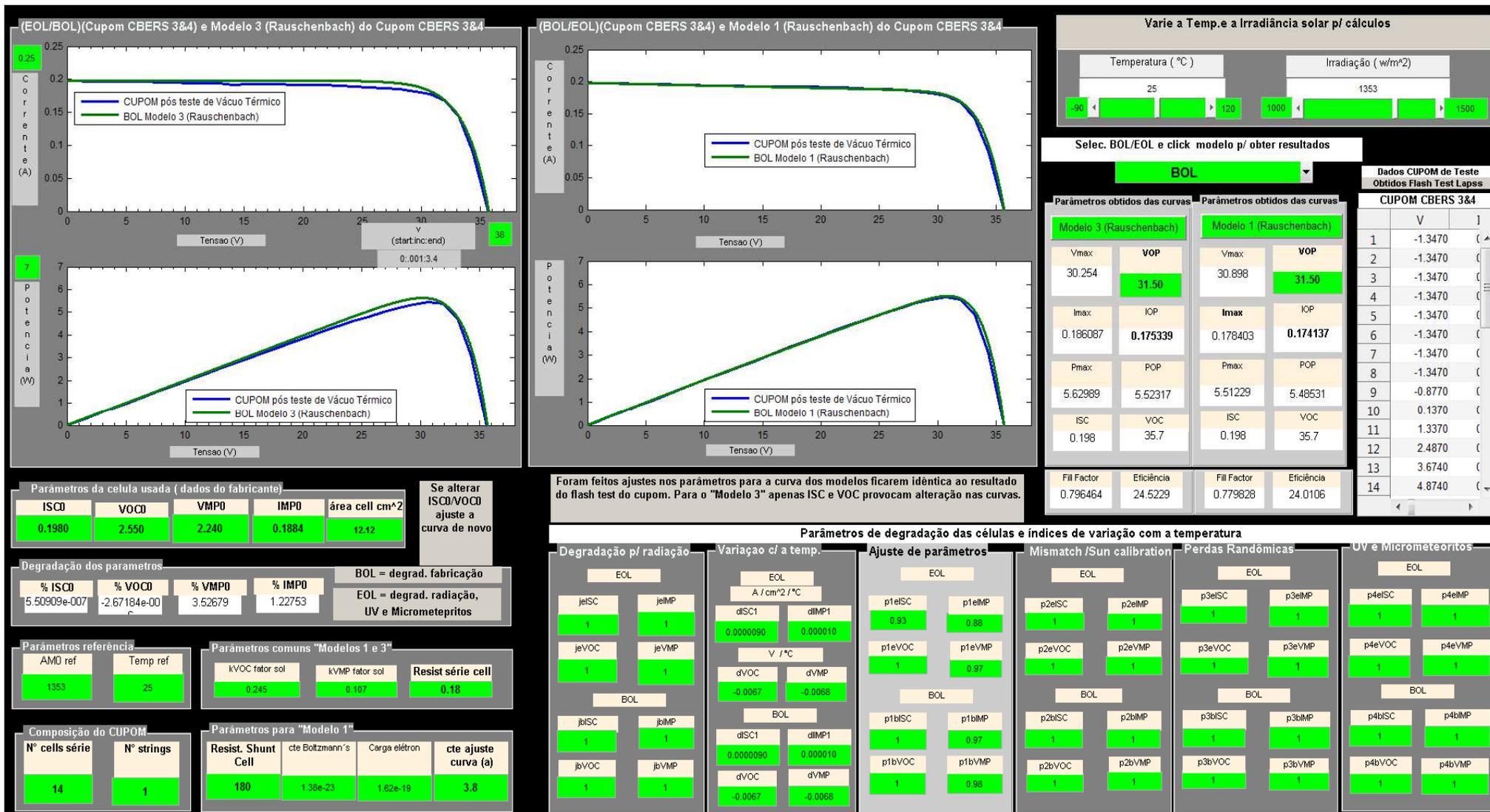


Figura 11.7 – Modelo elétrico do Cupom 3 de teste do Gerador Solar (CBERS 4).

Com a curva resultante do cupom de teste, obtemos a curva do Gerador Solar com as mesmas características. A partir da rotina criada, podemos simular qualquer situação que se desejar, variando a temperatura e a irradiância solar. Para exemplificar, vamos então supor que o satélite CBERS4 irá apresentar as mesmas condições do satélite CBERS2, ou seja, degradação devido à radiação solar de 1,35% ao ano. Como o CBERS4 foi projetado para três anos, teremos uma degradação total de aproximadamente 4,0% nesse período. Devemos ainda determinar o nível de irradiância solar e temperatura. Nesse caso, utilizamos os valores para as condições críticas especificadas ($S = 1184 \text{ W/m}^2$ e $T = 80 \text{ }^\circ\text{C}$). Obtemos então as curvas características para o Gerador Solar SG1A do satélite CBERS4 para as condições impostas acima, ilustrado na Figura 11.8:

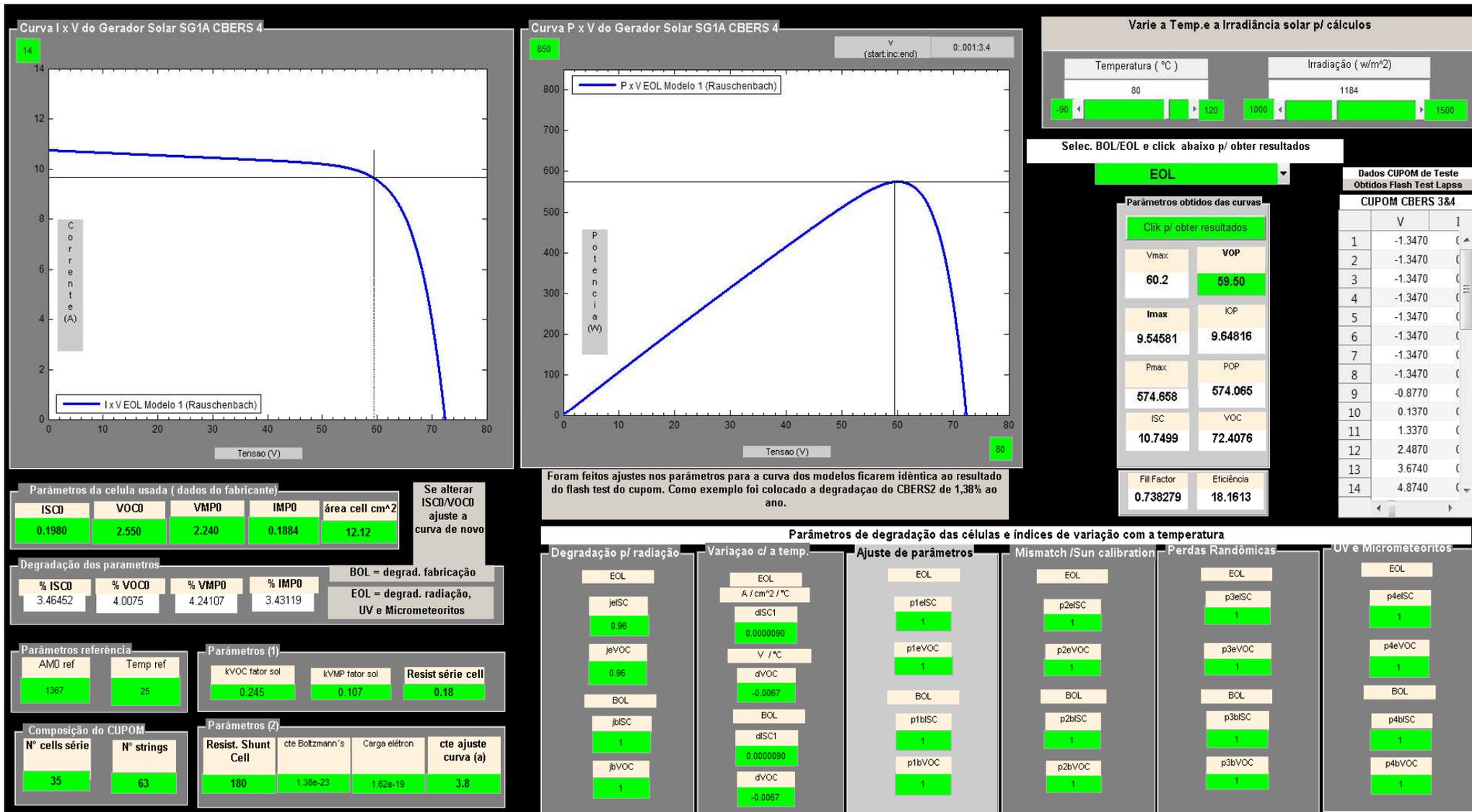


Figura 11.8 – Modelo elétrico do Gerador Solar (CBERS 4).

Como já observado, várias situações podem ser verificadas, bastando para isso ajustar os parâmetros de entrada. Uma pequena adaptação da rotina apresentada na Figura 11.6 foi implementada para que, didaticamente, pudéssemos comparar duas situações distintas. Dessa forma, teremos a possibilidade de visualizar num mesmo gráfico as variações que ocorrem no comportamento elétrico do Gerador Solar quando submetido à condições diferenciadas (BOL e EOL, temperaturas/irradiância solar distintas ou uma combinação qualquer dos casos anteriores). Como exemplo geramos as curvas do Gerador Solar do CBERS4 no início e no fim da vida, considerando o maior nível de irradiância teórico previsto em BOL (1316 W/m^2) e o menor nível de irradiância previsto em EOL (1184 W/m^2). O resultado pode ser visto na Figura 11.9:

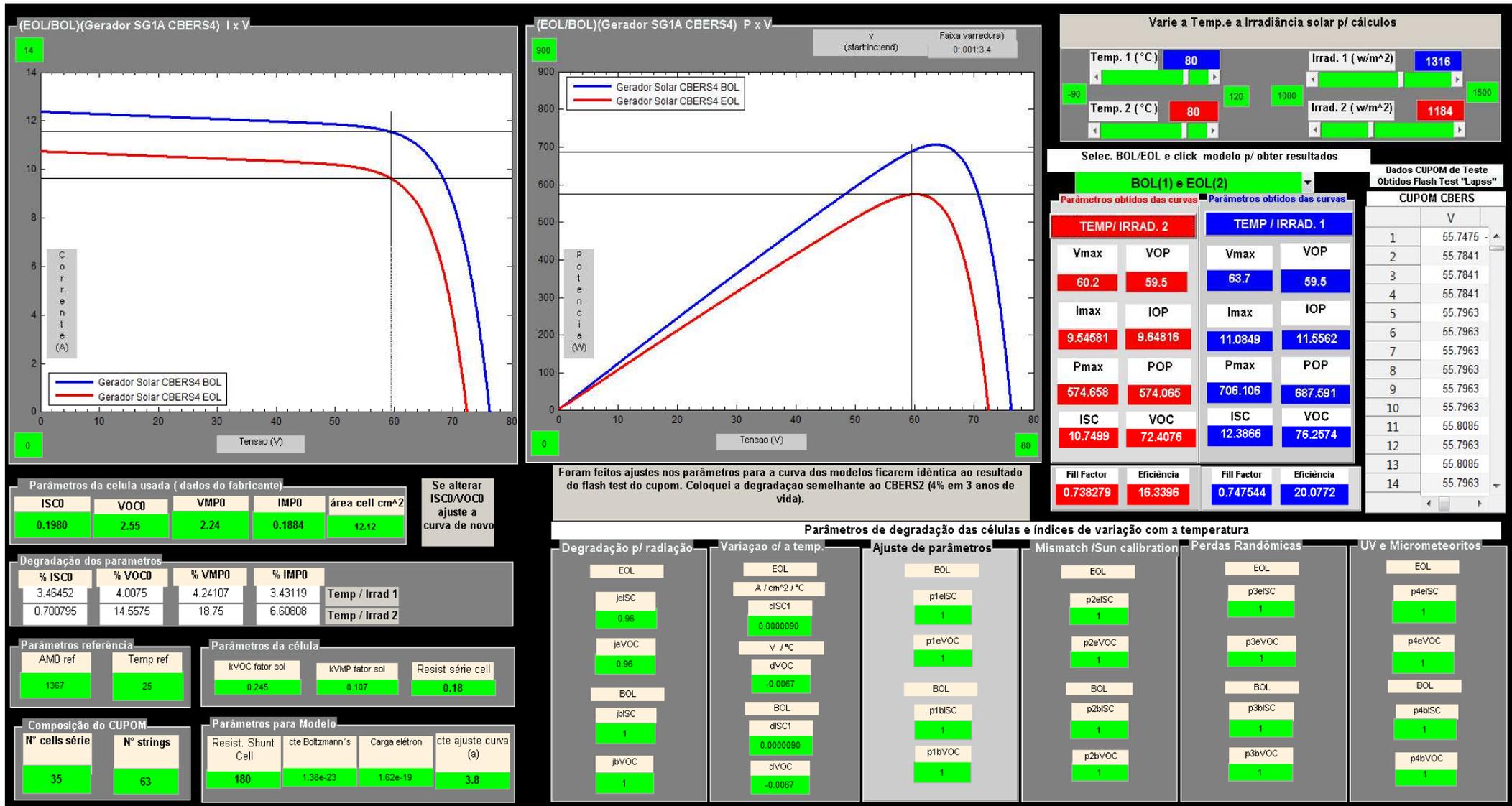


Figura 11.9 – Modelo elétrico do Gerador Solar do Satélite CBERS 4 (BOL e EOL).

A figura acima apresenta uma análise pontual, verificando os extremos dos valores de corrente e potência gerados, em função dos valores teóricos de irradiância solar efetiva prevista. Os parâmetros em vermelho mostram os resultados para a condição EOL e em azul para a condição BOL.

Para obtermos uma visão mais ampla do comportamento das correntes fotogeradas ao longo da vida do satélite CBERS4, fazemos o mesmo processo aplicado ao CBERS2. Com as características elétricas da curva $I \times V$ do Gerador Solar obtidas com a adequação das curvas em função dos resultados do cupom de teste, inserimos o comportamento orbital desejado (valores da irradiância solar efetiva) e a temperatura do dispositivo. Como resultado obtemos os valores das correntes fotogeradas ao longo da vida do satélite CBERS4, considerando as mesmas condições orbitais do satélite CBERS2. O resultado dessa simulação pode ser observado na Figura 11.10:

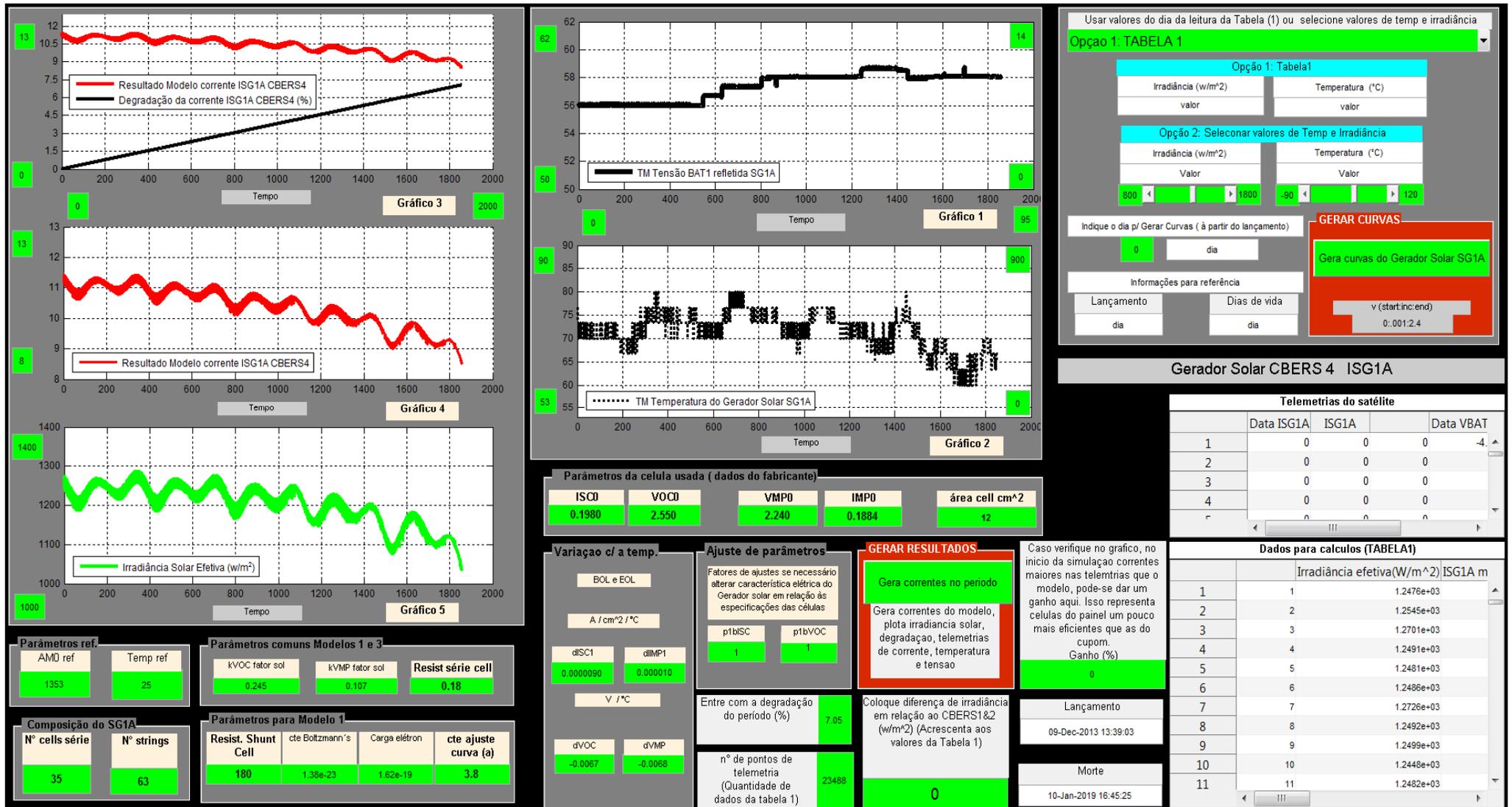


Figura 11.10 – Rotina computacional do Gerador Solar (CBERS4).

O detalhamento das correntes fotogeradas simuladas pode ser extraído da figura acima, conforme Figura 11.11:

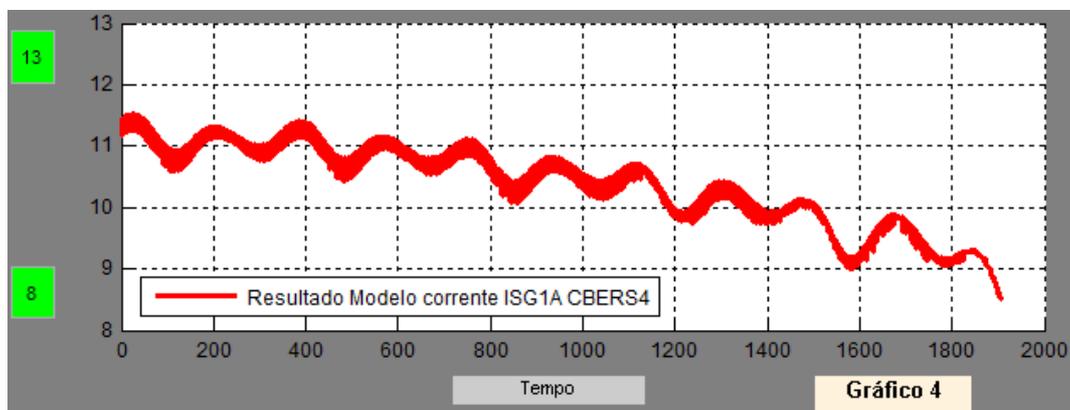


Figura 11.11 – Detalhe das correntes fotogeradas (CBERS4).

Como salientado anteriormente, esse resultado representa as correntes fotogeradas pelo CBERS4, supondo o mesmo comportamento orbital do CBERS2. A rotina elaborada permite variar os níveis de irradiância solar e temperatura, provocando um deslocamento para cima ou para baixo da curva. Se por algum motivo, o satélite CBERS4 sofrer uma falha no controle de atitude do satélite e realizar um deslocamento de órbita inesperado, como ocorrido quando houve uma falha no sistema de controle de órbita do CBERS2B, a rotina desenvolvida permite entrar com os novos dados da irradiância solar, na tabela correspondente.

Outra funcionalidade é alterar os valores de degradação durante o período de vida de satélite, visto que a tecnologia das células solares, diferentes daquelas utilizadas nos outros satélites CBERS, pode provocar um efeito de degradação ligeiramente atenuado.

Dessa forma, teremos a liberdade de adequar a rotina criada às condições reais de voo estabelecidas para esse satélite.

12. CONCLUSÃO

Esse trabalho teve na sua concepção e desenvolvimento, dois objetivos principais que alcançaram resultados muito satisfatórios. O primeiro era obter um melhor entendimento do comportamento elétrico, em voo, do Gerador Solar dos satélites CBERS. Os resultados desse trabalho complementam a dissertação apresentada por Baruel (2012) que realizou os estudos do comportamento elétrico das correntes fotogeradas pelos satélites SCD's. Tendo agora como foco os satélites da série CBERS, fecha-se o ciclo dos estudos dos Geradores Solares dos satélites do INPE que utilizaram células solares de silício como elemento principal na função de geração de energia. O segundo objetivo era, em posse dos resultados encontrados nesses estudos, desenvolver rotinas computacionais, utilizando modelos elétricos já desenvolvidos, que simulassem o comportamento elétrico dos Geradores Solares em todas as situações de seu ciclo de vida. Essas rotinas puderam comprovar os valores obtidos, e, principalmente, permitiram simular cenários futuros para novos satélites CBERS ou qualquer outro que venha a ser produzido pelo INPE.

Como resultado desse trabalho, pudemos demonstrar que os níveis de degradação das correntes dos satélites CBERS, devido à radiação solar, demonstraram estar ligeiramente inferiores aos valores teóricos de projeto. Isso provavelmente ocorreu, pois o INPE, por segurança, aplicou índices conservadores nas simulações. Outra constatação, já esperada, são os valores de degradação encontrados bem similares para os três satélites analisados. Esses resultados eram previsíveis, pois todos levavam consigo Geradores com células solares com as mesmas características, e, foram submetidos à condições orbitais bem semelhantes. Um fato que deve ser ressaltado e que serviu para algumas reflexões foi a confrontação dos resultados dos satélites CBERS, obtidos nesse trabalho, com aqueles apresentados pelos satélites SCD's. Os níveis de degradação dos Geradores Solares dos SCD's foram bem inferiores aos dos satélites CBERS's. A justificativa encontrada, relatada com

mais detalhes em seções anteriores, apontou para duas causas possíveis. A primeira, com menor impacto nos resultados, é devido ao fato dos satélites CBERS operarem em uma temperatura média superior ($\sim 75\text{ }^{\circ}\text{C}$) as temperaturas médias de trabalho dos satélites SCD's ($\sim 30\text{ }^{\circ}\text{C}$). A segunda, mais provável, é relacionada ao uso dos vidros de proteção contra a radiação solar sobre as células solares. Devido a uma contingência de projeto os satélites SCD's utilizavam sobre as células solares vidros de proteção mais espessos ($\sim 200\text{ }\mu\text{m}$) do que aqueles utilizados nos satélites CBERS ($\sim 120\text{ }\mu\text{m}$).

O segundo objetivo do trabalho propunha o desenvolvimento de rotinas computacionais que pudessem simular o comportamento elétrico dos Geradores Solares ao longo de sua vida. Essas rotinas proporcionam um grande auxílio para as atividades de projeto dos engenheiros, responsáveis pelas análises. Após a obtenção de todas as informações disponíveis no INPE (telemetrias, resultados de testes, projeto elétrico, etc.) foi possível gerar um modelo representativo e reproduzir as correntes fotogeradas ao longo da vida do satélite CBERS2. Os resultados foram comparados com as telemetrias de voo, apresentando comportamentos bem similares. Dessa forma, estimulado por esses resultados positivos, um cenário para o CBERS4 foi criado. Como o modelo permite realizar ajustes em diversos parâmetros, como a atualização dos dados orbitais, algumas correções poderão ser realizadas no período de evolução desse referido projeto para se adequar as condições previstas.

Para trabalhos futuros, sugere-se um estudo detalhado da degradação elétrica dos Geradores Solares do satélite CBERS4, que tem previsão de ser colocado em órbita no final de 2014. Este satélite, no que se refere ao Gerador Solar, mantém as mesmas características de seus antecessores, diferindo apenas na utilização de células solares de tripla junção, que por sua vez possuem características distintas das células de Silício, tais como: eficiência, coeficientes de variação dos parâmetros com a temperatura, resistência a radiação, etc. Sendo assim, poderão ser constatadas as diferenças do comportamento elétrico entre esses tipos de células solares (resistência à radiação), quando

submetidas praticamente às mesmas condições ambientais. Os resultados encontrados poderão ser aplicados em outras missões do INPE, como os satélites baseados na plataforma multimissão, que também utilizam essa nova tecnologia de tripla junção.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABREU, R. A. S. **Caracterização elétrica de células solares de tripla junção - GaInP/GaAs/Ge**. São José dos Campos: INPE, 2004. Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais, área de Concentração em Ciência e Tecnologia de Materiais e Sensores. (INPE-11659-PUD/150).

ALMEIDA, J. S.; SANTOS, M. B.; PANISSI, D. L.; GARCIA, E. C. Effectiveness of low-cost thermal vacuum tests of a micro-satellite. **Acta Astronautica**, v. 59, n. 6, p. 483-489, Sept. 2006.

BARUEL, M. F. **Estudo da variação da corrente fotogerada nos painéis solares dos satélites do INPE**. 2012.124p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2012/01.31.13.30-TDI) Dissertação (Mestrado em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012.

CARRARA, V.; MEDEIROS, V. M. **Posicionamento ótimo de painéis solares em satélites sósíncronos**. São José dos Campos: INPE, 1984 (INPE-3010-RPE/454).

CRAB, R. L. In-flight Hipparcos solar array performance degradation after three and a half years in GTO. In: European Conference on Radiation and its Effects on components and Systems RADECS 93, 2., 1993., , Palais du grand large, Saint-Malo, France. **Proceedings...** Saint-Malo: IEEE, 1993. v., n., p.182,190, 13-16 Sep 1993.

CURTS, H.; MARVIN, D. Final results from the PASP plus flight experiment. In: PHOTOVOLTAC SPECIALISTS CONFERENCE, 25., 1996, Washington, DC. **Proceedings...** Washington: IEE, 1996.p.195,198.

Dal Lago, A. **Estudo de estruturas geoféticas no meio interplanetário e de suas causas solares**. 2003. 211 p. (INPE-10298-TDI/917). Tese (Doutorado em Geofísica Espacial) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2003. Disponível em:<<http://urlib.net/sid.inpe.br/jeferson/2003/06.30.13.23>>. Acesso em: 18 jun. 2014. .

DE OLIVEIRA, F. **Brasil-China, 20 anos de cooperação espacial**, CBERS – o satélite da parceria estratégica. São Carlos: Editora Cubo, 2009. 100 p. ISBN: 978-85-60064-18-2.

LAROCCA, C.; WEINSWIG, M. Empower with light™ . In: EMCORE SOLAR POWER ARDOUR - CAPITAL ENERGY TECH CONFERENCE, 2011, New York. **Power Point...** New York: EMCORE Proprietary Information, 2011.

EMCORE, EMCORE Solar Photovoltaic National. **ZTJ Photovoltaic Cel**, 2013. Disponível em: < <http://www.emcore.com/space-photovoltaics/space-solar-cells/>>. Acesso em: 17 jan. 2014.

EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION (ECSS). **Space engineering** – methods for the calculation of radiation received and its effects, and a policy for design margins. Noordwijk: ESA Publications Division, 2008. 64 p. (ECSS-E-10-12).

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA). **Cluster**, 2013. Disponível em: < <http://sci.esa.int/cluster/31313-earth-s-magnetic-field/> >. Acesso em: 14 out. 2013.

FREIRE, C. F. S. **Estudo de Topologias de subsistemas de suprimento de energia de satélites e desenvolvimento de um procedimento de projeto da topologia híbrida**. 2009.236p. (INPE-15778-TDI/1521). Dissertação (Mestrado em Mecânica Espacial e Controle) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/34RUHR2>>.

GAO, X.; YANG, S. S.; FENG, Z. Z.; ZHANG, L. Evaluation and prediction of the degradation of space Si solar cells induced by a low-earth-orbit radiation environment. **Chinese Physics C** – v. 36, n° 9, Science and Technology on Vacuum & Cryogenics Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China, 2012.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Solar array requirements document**. São José dos Campos, 1989. 12 p. (CBD-HDS-020).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **SCD2 configuration status**. São José dos Campos, 1990a. 56 p. (A-CFG-0012).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Statement of work, manufacturing of solar cell assembly for SCD2**. São José dos Campos, 1990b. 07 p. (A-SOW-0006)

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Report on electrical design and power analysis of the solar array generator of the China Brazil Earth resources satellite (CBERS)**. São José dos Campos, 1992. 40 p. (CBDQ-ITRP-O23).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Power supply subsystem specification**. São José dos Campos, 1993a. 22 p. (CBD-HDS-006).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Solar array generator**. São José dos Campos, 1993b. (DC.01.03.04.000 1 -4).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **SCD2 interface and mission requirements**. São José dos Campos, 1994a. 5 p. (A-EIF-0030).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Solar array generator**. São José dos Campos, 1994b. 2 p. (CBDQ-IDS-044).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **Divisão de mecânica espacial e controle**. São José dos Campos, 1995. Disponível em: <<http://www.dem.inpe.br/hora-de-passagem.html>>. Acesso em: 17 set. 2013.

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Analog sun sensor**. São José dos Campos, 2001. 15 p. (CBCC-IDS-2001).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **CBERS 03 mission analysis**. São José dos Campos, 2004. (R-TRP-001).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Solar cell coverglass specification**. São José dos Campos, 2005. 5 p. (CBDQ-IHDS-004-01).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Solar Cell Assembly (SCA)**. São José dos Campos, 2006b. 1 p. (ORB-CBDQ-DC-046-00).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **Solar Cell Assembly (SCA)**. São José dos Campos, 2006b. 1 p. (ORB-CBDQ-DC-046-00).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **CBERS 02B Applicable Handbook**. São José dos Campos, 2007a. (C-02B).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). Serviço de Garantia do Produto. **CBERS 2B PSS delivery report for JPO**. São José dos Campos, 2007b. (CBD-ITRP-031 (2B)).

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. CENTRO DE CONTROLE DE SATÉLITES (INPE.CCS). São José dos Campos, 2012. Disponível em: Centro de Controle de Satélites do INPE, Acesso em: 2012

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS. DIVISÃO DE ELETRÔNICA AEROESPACIAL (INPE.DEA). São José dos Campos, 2012. Disponível em: Divisão de Eletrônica Espacial do INPE, Acesso em: 2012

INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS (INPE). **Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres**. São José dos Campos, 2011. Disponível em: <http://www.cbbers.inpe.br/sobre_satelite/introducao.php>. Acesso em: 02 fev. 2013.

HECKTHEUER, L.A. **Análise de associações de módulos fotovoltaicos**. 2001. Tese (Doutorado em Engenharia) – Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2001.

JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY (JAXA). **Type and orbits of satellite**. [S.l.], 2013. Disponível em: <http://www.eorc.jaxa.jp/en/hatoyama/experience/rm_kiso/satellit_type_orbit_e.html>. Acesso em: 17 set. 2013.

KAWASAKI, O.; YAMAMOTO, Y.; MATSUDA, S. **NASDA's space solar cell: ground test data and flight data**. In: PHOTOVOLTAIC ENERGY CONVERSION, 1994, CONFERENCE RECORD OF THE TWENTY FOURTH. IEEE PHOTOVOLTAIC SPECIALISTS CONFERENCE, 1994, IEEE on World Conference, 1.,1994, Waikoloa, HI. Proceedings... Waikoloa, HI: IEEE, 1994. v.2, p.2224,2227.

MARVIN, Dean C. Final flight data report from ASCOT . In: PHOTOVOLTAIC ENERGY CONVERSION, CONFERENCE RECORD OF THE 2006 IEEE 4TH WORLD CONFERENCE, 2006, Waikoloa, HI. **Proceedings...** Waikoloa, HI: IEEE, 2006. v.2, p.1923 -1926, May 2006.

MIRANDA, G.P. **Sistema para medição da atenuação devido à chuva em enlaces de satélites na banda KU**. 2012. Tese (Mestrado em Ciências no Curso de Engenharia Elétrica) – Universidade Federal de Uberlândia (UFU), Uberlândia.

MUKUND, R. P. **Spacecraft power systems**. New York: CRC, 2005. 691p.

MURALIKRISHNA, A. **Previsão do índice geomagnético dst utilizando redes neurais artificiais e árvore de decisão**. 2009. 132 p. (INPE-15706-TDI/1471). Dissertação (Mestrado em Computação Aplicada) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2009. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP8W/355JR6S>>. Acesso em: 18 jun. 2014.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA/NORAD). National Space Science Data Center – **Definition of two-line element set coordinate system**. 2011. Disponível em: <http://spaceflight.nasa.gov/realdata/sightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/SSOP_Help/tle_def.html>. Acesso em: 17 set. 2013.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION (NASA). NASA's Goddard Space Flight Center/SDO – **Goddard multimedia**. 2013 . Disponível em: < <http://sdo.gsfc.nasa.gov/gallery/main/item/423>> Acesso em: 28 nov. 2013.

NERI, J. A. C. F.; SANTOS, W. A.; RABAY, S.; FONSECA, I. M.; SOUZA, P. N.; CIVIDANES, L. B. T.; PAULA JR., A. R.; OLIVEIRA FILHO, O. B.; ALMEIDA, M. C. P.; FRANCISCO, M. F. M.; VAROTTO, S. E. C.; RIBEIRO, M. S.; SATURNO, M. E. The brazilian scientific microsatellite SACI – 1. **Acta Astronautic**, v. 39, n. 9-12, p. 4, Nov. 1996.

ORLANDO, V.; KUGA, H. K. Rastreo e controle de satélites do INPE. In: WINTER, O. C.; PRADO, A. F. B. A. (Eds.). **A conquista do espaço: do Sputnik à missão centenário**. São Paulo: Editora Livraria da Física, 2007. ISBN 978-85-88325-89-0.

PALEROSI, A. C. **Dinâmica do movimento de abertura dos painéis solares do satélite CBERS**. 1997 .165p. (INPE-14461-TAE/66). Tese de Mestrado – Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, 1997.

PATEL, P.; AIKEN, D.; CHUMNEY, D.; COMFELD, A.; LIN, Y.; MACKOS, C.; MACCARTY, J.; MILLER, N.; SHARPS, P.; SATN, M. Initial results of the monolithically grown six-junction inverted metamorphic multi-junction solar cel. In: PHOTOVOLTAIC SPECIALIST CONFERENCE, EMCORE CORPORATION, 38., 2013, Austin, TX. **Proceedings...** Austin, IEEE, 2013.

RAY, K. P.; DELOREY, D. E.; MULLEN, E. G.; GUIDICE, D. A.; MARVIN, D. C.; CURTIS, H. B.; PISZCZOR, M. F. Solar cell degradation observed by the Advanced Photovoltaic and Electronics experiments (APEX) satellite. In: RADIATION EFFECTS DATA WORKSHOP, 1996, Indian Wells, CA. **Proceedings...** Indian Wells: IEEE , 1996. p.94 - 101. ISBN: 0-7803-3398-5.

RAUSCHENBACH, H. S. **Solar cell array design handbook: the principles and technology of photovoltaic energy conversion**. New York: Van Nostrand Reinhold Company, 1980. 549 p. ISBN (0-442-26842-4).

RESNICK, R.; HALLIDAY, D. **Física 2** – Rio de Janeiro, RJ : LTC, 1973. 74202.

WAGNER, J.A. **Simulação de sistemas fotovoltaicos autônomos**. 1991. Dissertação (Mestrado em Engenharia) – Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre.

WERTZ, J. R.; LARSON, W. J. **Space mission analysis and design**. Torrance CA: Microcosm, 1992. 865 p.

SPECTROLAB INC. **Solar cell design handbook**. USA. 1983. Folder.

SOUZA, P. N. **Curso introdutório de tecnologia de satélites**. São José dos Campos: INPE, 2003. (INPE-9605-PUD/126).

TADA, H. Y.; CARTER J. R.; ANSPAUGH B. E.; DOWNING R. G. **Solar cell radiation handbook**. Pasadena: Editora JPL, 1982.

VEISSID, N. **Estudo e desenvolvimento do experimento célula solar do primeiro satélite da Missão Espacial Completa Brasileira**. 1989. Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica) – Escola Politécnica da USP: Universidade de São Paulo, São Paulo.

VEISSID, N.; BELOTO, A. F.; BARUEL, M. F. Oito anos de análise dos dados do experimento célula solar do segundo satélite brasileiro. **Revista Brasileira de Energia Solar**, v.1, n. 2, p. 172-178, 2010.

VEISSID, N. **Elementos de teoria de erro**. (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2013a). Curso de Pós-Graduação.

VEISSID, N. **Estudo do comportamento elétrico das células solares em função da temperatura e da intensidade luminosa**. (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2013b). Curso de Pós-Graduação (Estudo orientado).

VILELA, W. A. **Estudo, desenvolvimento e caracterização de radiômetros para medidas da radiação solar**. 2012.177p. (sid.inpe.br/mtc-m19/2010/09.17.18.50-TDI) Tese (Doutorado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Ciência e Tecnologia de Materiais e Sensores) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2010. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/389G8B5>>. Acesso em: 18 jun. 2014.