



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2012/01.16.14.31-TDI

ESTUDO DE AVALANCHE TÉRMICA EM UM SISTEMA DE CARGA E DESCARGA DE BATERIA EM SATÉLITES ARTIFICIAIS

Renato Oliveira de Magalhães

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em 15 de fevereiro de 2012.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3B7FP2H>>

INPE
São José dos Campos
2012

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. Antonio Fernando Bertachini de Almeida Prado - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr^a Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

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

Dr. Germano de Souza Kienbaum - Centro de Tecnologias Especiais (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:

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

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Ivone Martins - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
**Ciência, Tecnologia
e Inovação**



sid.inpe.br/mtc-m19/2012/01.16.14.31-TDI

ESTUDO DE AVALANCHE TÉRMICA EM UM SISTEMA DE CARGA E DESCARGA DE BATERIA EM SATÉLITES ARTIFICIAIS

Renato Oliveira de Magalhães

Tese de Doutorado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelo Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, aprovada em 15 de fevereiro de 2012.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/3B7FP2H>>

INPE
São José dos Campos
2012

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)

Magalhães, Renato Oliveira de.
M27e Estudo de avalanche térmica em um sistema de carga e descarga de bateria em satélites artificiais / Renato Oliveira de Magalhães. – São José dos Campos : INPE, 2012.
 xxvii + 141 p. ; (sid.inpe.br/mtc-m19/2012/01.16.14.31-TDI)

Tese (Doutorado em Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2012.
Orientador : Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza.

1. baterias. 2. avalanche térmica. 3. mapa de Poincaré. 4. suprimento de energia de satélites. I.Título.

CDU 629.7.064:629.064.5

Copyright © 2012 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita do INPE, com exceção de qualquer material fornecido especificamente com o propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2012 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming, or otherwise, without written permission from INPE, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.

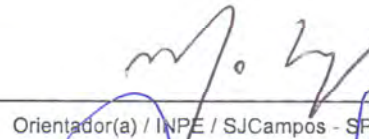
Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de Doutor(a) em
Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle

Dr. Mário César Ricci



Presidente / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza



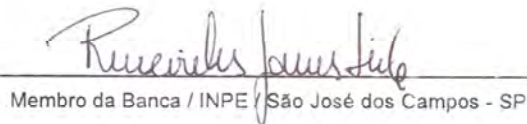
Orientador(a) / INPE / SJC Campos - SP

Dr. Paulo Giacomio Milani



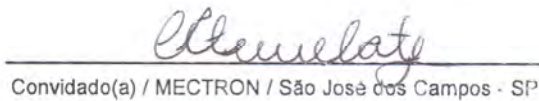
Membro da Banca / INPE / SJC Campos - SP

Dra. Rosângela Meireles Gomes de Leite



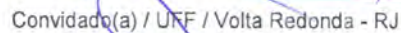
Membro da Banca / INPE / São José dos Campos - SP

Dr. Gilberto da Cunha Trivelato



Convidado(a) / MECTRON / São José dos Campos - SP

Dr. Leonardo de Olivé Ferreira



Convidado(a) / UFF / Volta Redonda - RJ

Este trabalho foi aprovado por:

maioria simples

unanimidade

Aluno (a): Renato Oliveira de Magalhães

São José dos Campos, 15 de fevereiro de 2012

“O ser humano é parte de um todo que chamamos Universo, uma parte limitada no tempo e no espaço. Ele vê a si mesmo, seus pensamentos e sentimentos como algo separado do resto, uma espécie de ilusão de óptica da sua consciência. Essa ilusão de óptica é uma espécie de prisão para nós, restringindo-nos aos nossos desejos e afeições pessoais. Nossa tarefa é nos libertar dessa prisão, aumentando a amplitude de nossa compaixão, para abarcar todas as criaturas vivas e toda a Natureza em sua beleza”.

Albert Einstein

Aos meus pais, irmãos, minha esposa Janaina, minha filha Laura e a todos que farão uso deste trabalho.

AGRADECIMENTOS

Ao Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais por me oferecer a oportunidade de realizar o doutorado no Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia Espaciais na Área de Concentração Mecânica Espacial e Controle.

Aos funcionários do Serviço de Documentação e Informação-SID do INPE que me ajudaram na formatação final do texto e a todos aqueles do Serviço de Pós-Graduação-SPG do INPE que mantêm e administram o Curso ETE/CMC no INPE.

Ao professor e orientador Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza, sempre pronto e disposto a receber este aluno, cujas dúvidas sempre foram esclarecidas com muita clareza e organização, permitindo um salto enorme na qualidade final deste trabalho.

Aos membros da Banca por suas valiosas sugestões para a melhoria desta Tese.

Aos colegas Carlos Felipe Soriano Freire e Mario Celso Padovan de Almeida que, através de suas vastas experiências, permitiram-me a oportunidade de trabalhar com a engenharia do sistema cujos temas são abordados aqui.

Ao colega Luiz Celso Gomes Torres por sua ajuda na preparação da extensa planilha de dados de voo do satélite CBERS2 e aos colegas Vinicius Augusto e Gilberto Moura por suas ajudas, direta ou indireta, na elaboração desta monografia.

RESUMO

Este trabalho apresenta um estudo de avalanche térmica em um sistema de carga e descarga de baterias em satélites artificiais. Para tanto, desenvolve-se um modelo baseado em princípios macroscópicos, o qual pode ser generalizado para uma ampla variedade de topologias de suprimento de energia e tecnologias de bateria. A partir do modelo obtido, identifica-se a propriedade emergente de avalanche térmica, a qual ocorre no sistema quando todos os equipamentos estão acoplados e interagindo uns com os outros. Mostra-se que esta propriedade é decorrente da interação dos efeitos da eficiência de carga da bateria, degradação de parâmetros do sistema e modo de operação do satélite. Uma vez identificadas as causas dessa instabilidade térmica, desenvolve-se uma nova métrica, baseada em métodos gráficos, obtida a partir do mapa de Poincaré, permitindo estabelecer a margem de estabilidade do sistema e delimitar as regiões seguras daquelas com possibilidade de desencadear avalanche térmica.

A STUDY OF THERMAL AVALANCHE ON AN ARTIFICIAL SATELLITE BATTERY CHARGING AND DISCHARGING SYSTEM

ABSTRACT

In this work, we present a study of thermal avalanche on an artificial satellite battery charging and discharging system. To do so, we develop a model based on macroscopic principles which can be generalized to a wide variety of topologies, power supply and battery technologies. From the model obtained, we identify the emergent property of thermal avalanche in the system which arises when we consider the interactions between equipment. We show that this avalanche effect is due to the interaction of battery parameters such as efficiency or double-layer capacitance, degradation of system parameters and the operational modes of the system. Having identified the causes of thermal instability, we develop a new metric, based on graphical methods, obtained from the Poincaré map, enabling the establishment of a stability margin, as well as the identification of the threshold for triggering a thermal avalanche.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Topologia híbrida de suprimento de energia.	2
Figura 1.2 – Telemetrias de voo do satélite CBERS2.	3
Figura 1.3 – Mecanismo de avalanche térmica em uma bateria.	4
Figura 1.4 – “Inchaço” em bateria, mostrando efeito de avalanche térmica.	5
Figura 1.5 – Efeito de avalanche térmica devido à sobrecarga em um protótipo de bateria.	6
Figura 1.6 – Temperatura da bateria do CBERS2 durante avalanche térmica. .	7
Figura 2.1 – Eficiência de carga versus estado de carga (SOC).	13
Figura 2.2 – Eficiência de carga versus estado de carga, parametrizado em temperatura e corrente de carga.	14
Figura 2.3 – Modelo RC simples de uma bateria.	17
Figura 2.4 - Interface metal-solução modelada como um capacitor com carga negativa no metal em (a) e positiva em (b). Em (c) há o modelo proposto detalhado de <i>double-layer</i>	18
Figura 2.5 – Modelo elétrico da bateria.	20
Figura 2.6 – Carga com corrente limitada. (a) Tensão da bateria, (b) Corrente da bateria.	23
Figura 2.7 – Modelo RC da bateria.	23
Figura 2.8 – Carga da bateria com tensão limitada.	24
Figura 2.9 – Mecanismo de avalanche térmica para carga de baterias com tensão constante.	26
Figura 2.10 – Razão carga/descarga (<i>Recharge Ratio</i>) recomendada vs. Temperatura.	27
Figura 2.11 – Curvas V/T de tensão de final de carga em função da temperatura.	28
Figura 2.12 – <i>Recharge Ratio</i> para as curvas V/T.	29
Figura 2.13 – Avalanche térmica do modelo de voo (gráfico superior) e comportamento normal (gráfico inferior) durante testes.	31
Figura 2.14 – Avalanche durante teste de balanço térmico do satélite CBERS1&2.	32
Figura 4.1 – Detalhamento de um sistema de carga e descarga em satélites.	39
Figura 4.2 – Modelo elétrico.	41
Figura 4.3 – Diagrama de blocos do modelo elétrico.	42
Figura 4.4 – Modelo lógico.	43
Figura 4.5 – Diagrama térmico de fluxos de calor.	45

Figura 4.6 – Equivalente elétrico de segunda ordem do sistema térmico.	46
Figura 4.7 – Fontes de aquecimento (f_h) e drenagem (f_r) de calor.	47
Figura 4.8 – Equivalente elétrico de primeira ordem do sistema térmico.	48
Figura 4.9 – Diagrama de blocos do modelo térmico.	49
Figura 4.10 – De cima para baixo: Tensão da bateria (V), corrente da bateria (A) e temperatura da bateria ($^{\circ}\text{C}$).	51
Figura 4.11 – Diagrama da termodinâmica da carga de bateria <i>Nickel Cadmium</i>	53
Figura 4.12 – Modelo termo-químico (eficiência de carga).	56
Figura 4.13 – Modelo termo-elétrico-químico-orbital-lógico. (TEQOL)	57
Figura 4.14 – Diagrama de blocos do modelo termo-elétrico-químico-orbital-lógico (TEQOL).	58
Figura 4.15 – “ <i>Slope Field</i> ” e “ <i>Vector Field</i> ” das trajetórias de temperatura da Equação 4.5 sem termo forçante ($q(t)=0$), para $k_1=0,4$ e $k_2=5,6 \times 10^{-9}$	60
Figura 4.16 – Campo Vetorial (<i>Vector Field</i>) do sistema homogêneo visto como uma função potencial.	61
Figura 4.17 – Diagramas <i>stair-step</i> de mapas lineares.	64
Figura 4.18 – Diagramas <i>stair-step</i> de mapas não lineares.	65
Figura 4.19 – Exemplo de mapa de Poincaré.	68
Figura 4.20 - Curvas típicas do sistema.	71
Figura 4.21 - Mapa com realimentação positiva de temperatura, em $^{\circ}\text{C}$, e inclinação maior que 45°	79
Figura 5.1 – Modelo do sistema em Simulink.	84
Figura 5.2 – Tensão da bateria em volts (topo), corrente da bateria em ampères (meio) e temperatura da bateria em graus Celsius (baixo).	88
Figura 5.3 – <i>Zoom</i> na tensão da bateria em volts (topo), corrente da bateria em ampères (meio) e temperatura da bateria em graus Celsius (baixo).	88
Figura 5.4 – Temperatura da bateria (terceiro quadro de cima para baixo) em final de vida.	89
Figura 5.5 - Temperatura (terceiro quadro de cima para baixo) em BOL com $C_{dl}=400$ e $r_2=0.15$	90
Figura 5.6 – Temperatura (terceiro quadro de cima para baixo) em EOL com $C_{dl}=400$ e $r_2=0.15$	91
Figura 5.7 – Temperatura da bateria (terceiro quadro de cima para baixo) durante entrada no Modo de Emergência com parâmetro C_{dl} de 20F.	92
Figura 5.8 - Temperatura da bateria (terceiro quadro de cima para baixo) durante entrada no Modo de Emergência com parâmetro C_{dl} de 400F.	92

Figura 6.1 – Tensões máxima, mínima e média da bateria.....	97
Figura 6.2 – Comportamento da tensão da bateria 1 ao longo de sua vida útil.....	98
Figura 6.3 – Temperatura da bateria 1 ao longo de sua vida útil entre os anos de 2003 a 2007.	99
Figura 6.4 - Temperatura da bateria 2 ao longo de sua vida útil entre os anos de 2003 a 2007.	100
Figura 6.5 – Corrente do SAG ao longo de sua vida útil entre os anos de 2003 a 2007..	101
Figura 6.6 – Correntes de operação do barramento.	102
Figura 6.7 – Avalanche na temperatura da bateria. Temperatura da bateria em °C (TMD015 BAT1 TEMP-curva verde), tensão da bateria em volts (TMD014 BAT1 VOLT-curva azul), corrente do painel solar em ampère (SG1A-curva vermelha), Corrente do barramento em ampère (TMD002 MAIN BUS-curva amarela) e corrente de saída do BDR em ampère (TMD021 BDR OUTPUT-curva preta).	103
Figura 6.8 – Avalanche na temperatura da bateria. Temperatura da bateria em °C (TMD015 BAT1 TEMP-curva verde), corrente do painel solar em ampère (SG1A-curva vermelha), Corrente do barramento em ampère (TMD002 MAIN BUS-curva azul).	104
Figura 7.1 – Comparação entre simulação (curva vermelha contínua) e telemetrias de voo (pontos azuis) para início de vida (BOL). Tensão da bateria em volts (gráfico superior) e temperatura da bateria em °C (gráfico inferior).	105
Figura 7.2 - Comparação entre simulação (curva vermelha contínua) e telemetrias de voo (pontos azuis) para final de vida (EOL). Tensão da bateria em volts (gráfico superior) e temperatura da bateria em °C (gráfico inferior).	107
Figura 7.3 – Mapa BOL das órbitas de temperatura (variável x) para $C_{dl}=20F$ e $R_2=0,1ohms$	108
Figura 7.4 – Mapa EOL das órbitas de temperatura (variável x) para $C_{dl}=20F$ e $R_2=0,1ohms$	109
Figura 7.5 - Mapa BOL das órbitas de temperatura (variável x) para $C_{dl}=400F$ e $R_2=0,15ohms$	110
Figura 7.6 – Mapa EOL das órbitas de temperatura (variável x) para $C_{dl}=400$ e $R_2=0,15$	110
Figura 7.7 – Mapa de Poincaré correspondente à entrada no Modo de Emergência com parâmetro C_{dl} de final de vida (EOL).	111
Figura 7.8 – Métrica de margem de estabilidade.	115
Figura A1 – Bloco <i>Controller</i> . Controlador de final de carga.	123
Figura A2 – Bloco <i>Efficiency Generator</i> . Gerador da curva de eficiência.....	123
Figura A3 – Bloco <i>Electrical to Thermal Coupling</i> . Geração do calor $q(t)$	124

Figura A4 – Bloco <i>Power Processor</i> . Processador de energia.....	124
Figura B1 – Condução de Calor.....	137
Figura B2 – Radiação de calor.....	139

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Dados para obtenção do mapa com realimentação de temperatura.	78
Tabela 2 – Configuração de parâmetros BOL.....	85
Tabela 3 – Envelhecimento de parâmetros EOL.....	86
Tabela 4 – Parâmetros do mapa em função da temperatura.	113

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

BAT – *Battery* (Bateria)

BCHC – *Battery Charger and Heating Controller* (Controlador de Carga e Aquecimento da Bateria)

BDR – *Battery Discharge Regulator* (Regulador de Descarga da Bateria)

BOL – *Begining of Life* (Início de Vida)

CBERS – *China-Brazil Earth Resource Satellite* (Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres)

DC/DC – *DC/DC Converters* (Conversores DC/DC)

DOD – *Depth of Discharge* (Profundidade de Descarga)

EOL – *End of Life* (Final de Vida)

LEO – *Low Earth Orbit* (Órbita Terrestre Baixa)

OBDH – *On-Board Data Handling System* (Sistema de Supervisão de Bordo)

SAG – *Solar Array Generator* (Gerador Solar)

SOC – *State of Charge* (Estado de Carga)

TEQOL – Termo-Elétrico-Químico-Orbital-Lógico

V/T – Curvas de tensão de final de carga (*Voltage*), compensadas em temperatura (*Temperature*)

LISTA DE SÍMBOLOS

- α_1 – coeficiente angular da reta $q(t)$ durante o intervalo $[0, t_I]$
- α_2 – coeficiente angular da reta $q(t)$ durante o intervalo $[T_s, T]$
- a – coeficiente angular do mapa de Poincaré linearizado
- β_1 – coeficiente linear da reta $q(t)$ durante o intervalo $[0, t_I]$
- β_2 – coeficiente linear da reta $q(t)$ durante o intervalo $[T_s, T]$
- C – capacitância elétrica C_e do modelo elétrico
- C_a – carga, em Ampère-hora, retirada durante o eclipse
- C_{bat} – capacitância térmica do modelo térmico
- ξ – fração da capacidade da bateria a partir da qual começa o processo de sobrecarga
- EOC – tensão de final de carga da bateria
- γ_1 – coeficiente da curva de corrente da bateria durante o intervalo $[t_2, T_s]$
- γ_2 – coeficiente da curva de corrente da bateria durante o intervalo $[t_2, T_s]$
- Δ – variação de tensão da bateria ao transitar do período solar para o eclipse
- I_{sag} – corrente do painel solar
- I_f – corrente da bateria ao final do período solar
- I_{op} – corrente de descarga da bateria durante o eclipse
- k_1 – coeficiente da fonte de aquecimento da betria
- k_2 – coeficiente do radiador
- η_c – eficiência de carga da bateria
- V_{eoc} – tensão de final de carga da bateria, geralmente compensada em temperatura)
- V_M – tensão inicial de carga da bateria
- τ_1 – estado de carga da bateria, em 0°C , para o qual a eficiência de carga começa a diminuir

τ_2 – estado de carga da bateria, em T_b °C, para o qual a eficiência de carga começa a diminuir

T_b – temperatura da bateria, correspondente ao estado de carga τ_2 , para o qual a eficiência de carga começa a diminuir

T – período orbital do satélite

t_0 – instante inicial do período orbital

t_1 – instante final da carga em modo corrente constante

T_S – tempo de duração do período solar

X_{dc} – ponto de operação da temperatura da bateria

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
1.1. Contexto	1
1.2. Motivação	3
1.3. Objetivos	8
1.4. Originalidade, generalidade e utilidade	9
1.5. Conteúdo	10
2 CONCEITOS BÁSICOS E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	11
2.1. Breve histórico da tecnologia de baterias espaciais	11
2.2. Revisão dos modelos de bateria	15
2.3. Métodos de carga	21
2.3.1. Corrente limitada	22
2.3.2. Tensão limitada	23
2.3.3. Temperatura limitada	24
2.3.4. Pressão limitada	25
2.3.5. Recharge Ratio	25
2.4. Avalanche térmica	25
3 FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E ABORDAGENS PARA SUA SOLUÇÃO	35
3.1. Formulação	35
3.2. Abordagens	36
3.2.1. Teoria	36
3.2.2. Simulação	37
3.2.3. Dados de voo	37
3.3. Requisitos da solução a ser proposta	38
4 TEORIA E ANÁLISES INDIVIDUAIS	39
4.1. Detalhamento do sistema	39
4.1.1. Modelo elétrico	40
4.1.2. Modelo lógico-orbital	42
4.1.3. Modelo térmico	44
4.1.4. Acoplamento termo-elétrico-químico	50
4.1.5. Modelo termo-químico	55
4.2. Modelo termo-elétrico-químico-orbital-lógico (TEQOL)	56

4.3.	Análise do modelo TEQOL.....	59
4.3.1.	Caso homogêneo.....	59
4.3.2.	Caso com termo forçante.....	62
4.3.2.1.	Geometria de mapas escalares.....	62
4.3.2.2.	Mapa do modelo térmico isolado.....	65
4.3.2.3.	Mapa do modelo TEQOL.....	68
4.3.2.4.	Caso não linearizado.....	79
5	SIMULAÇÕES.....	81
5.1.	Introdução.....	81
5.2.	Apresentação do modelo em Simulink.....	81
5.3.	Casos.....	85
5.3.1.	Início e final de vida.....	85
5.3.2.	Degradação da capacitância de <i>double-layer</i>	86
5.3.3.	Modo de Emergência.....	86
5.4.	Resultados.....	87
5.4.1.	Início e final de vida.....	87
5.4.2.	Degradação da capacitância de <i>double-layer</i>	90
5.4.3.	Modo de Emergência.....	91
6	DADOS DE VOO.....	93
6.1.	Aquisição de telemetrias de voo.....	93
6.2.	Histórico de voo.....	94
6.3.	Avalanche Térmica.....	96
7	ANÁLISES CONJUNTAS.....	105
7.1.	Validação do modelo.....	105
7.2.	Mapas de Poincaré.....	107
7.2.1.	Início de vida versus final de vida.....	107
7.2.2.	Variação do parâmetro capacitância <i>double-layer</i>	109
7.2.3.	Modo de Emergência.....	111
7.3.	Critério de estabilidade.....	112
8	CONCLUSÕES, SUGESTÕES E RECOMENDAÇÕES.....	117
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	119
	APÊNDICE A – DETALHAMENTO DO MODELO SIMULINK.....	123
	APÊNDICE B – TRANSFERÊNCIAS DE CALOR.....	137
	APÊNDICE C – LINEARIZAÇÃO.....	141

1 INTRODUÇÃO

O Brasil tem participado, ao longo dos anos, no desenvolvimento de satélites de sensoriamento remoto. Colocados em órbitas polares do tipo LEO, eles levam em torno de noventa minutos para completar uma revolução em torno da Terra, com um eclipse de aproximadamente meia hora, resultante da passagem do satélite através da sombra do planeta. Projetados para atender exigentes requisitos de confiabilidade, suas unidades de condicionamento e distribuição de potência devem fornecer energia ininterrupta ao satélite em condições ambientais extremas, tais como doses acumuladas de radiação, altas variações de temperatura, excessivos ciclos de carga rápida e descarga das baterias bem como extremas vibrações durante o lançamento. Esses fatores representam um grande desafio no projeto desse tipo de sistema e, portanto, torna-se necessária uma compreensão mais ampla dos fenômenos que possam emergir quando seus diversos componentes interagem uns com os outros.

1.1. Contexto

Uma das maneiras de se implementar um sistema ininterrupto de suprimento de energia em satélites é por equipamentos interligados em uma topologia conhecida como “barramento de energia regulado híbrido” (Sullivan, 1994), tal como mostrado na Figura 1.1. Neste sistema, um barramento com tensão regulada é fornecido pelo equipamento SHUNT aos conversores DC/DC. Aqui, o condicionamento e distribuição de energia se dão pelos componentes descritos a seguir:

- a) SAG (*Solar Array Generator*) - Fonte de energia elétrica, usualmente um painel solar;
- b) BAT (Baterias) - Armazenamento de energia - baterias do tipo *Nickel-Cadmium*, *Nickel-Hydrogen*, ou *Lithium-Ion* usadas para fornecer energia durante o período de eclipse do satélite ou durante uma

necessidade de consumo maior da carga útil ao longo do período solar;

- c) BCHC (*Battery Charger and Heating Controller*), BDR (*Battery Discharge Regulator*) e SHUNT - Unidades de Condicionamento de Potência, representando a eletrônica de potência utilizada no gerenciamento e regulação do sistema. A energia é disponibilizada para o satélite por meio de um barramento regulado, a partir do qual ocorre a distribuição às diversas cargas úteis;
- d) DC/DC (Conversores DC/DC) - Representando as unidades responsáveis pela distribuição de energia e proteção das cargas e barramento.

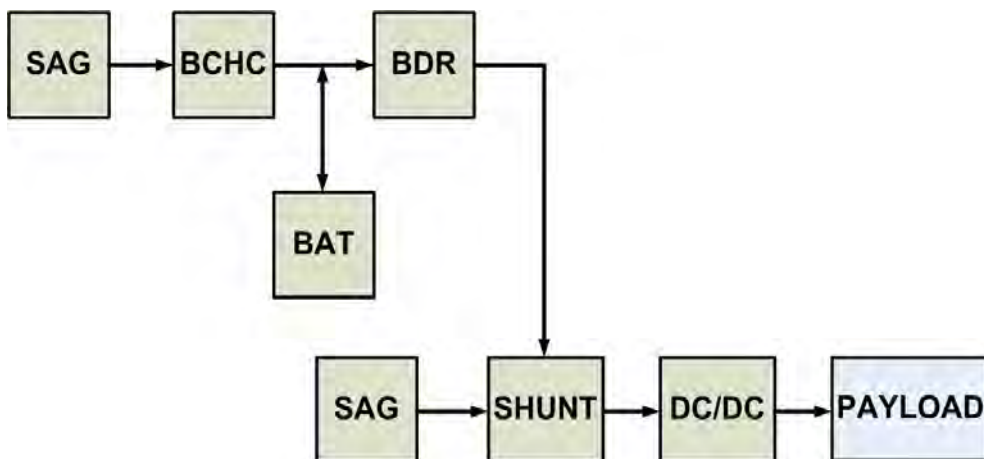


Figura 1.1 – Topologia híbrida de suprimento de energia.

Neste trabalho, a atenção estará focada na seção que compreende a bateria (BAT), BCHC e BDR quando conectados entre si, especialmente no processo de aparecimento de novos efeitos termoelétricos, que não existem com esses equipamentos isolados, mas que surgem quando acoplados uns com os outros. Tais fenômenos serão aqui tratados como propriedades emergentes do sistema.

Em condições normais de operação, o funcionamento destes três equipamentos pode ser visto na Figura 1.2, a qual mostra as telemetrias de voo do satélite CBERS2. Essa figura mostra vários ciclos de período solar e eclipse e o efeito na tensão e temperatura da bateria. Algumas notas importantes a serem mencionadas são o fato de o BDR, sendo um regulador de tensão na sua saída, atuar como uma carga de potência constante do ponto de vista da bateria. Portanto, sua corrente de entrada aumenta à medida que a tensão da bateria diminui. Além disso, a temperatura da bateria atinge um ciclo limite imposto pela órbita do satélite à medida que ele passa pelo período solar e eclipse. Os dados faltantes nesse gráfico, evidenciados pelas linhas contínuas sem pontos, são devidos ao limite da capacidade do subsistema de armazenamento de telemetrias.

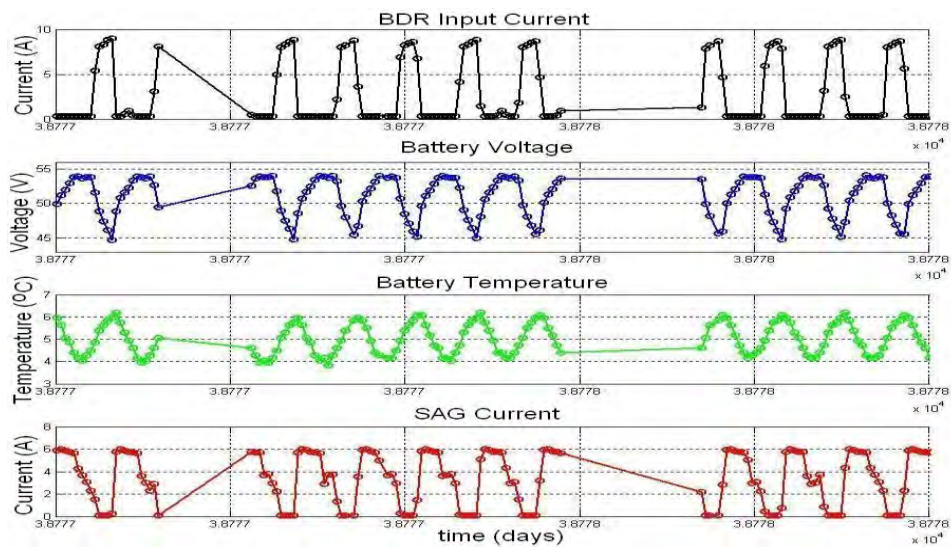


Figura 1.2 – Telemetrias de voo do satélite CBERS2.

1.2. Motivação

O fornecimento de energia elétrica é um dos requisitos mais importantes para as diversas cargas úteis dos satélites. Uma falha do sistema de suprimento de energia pode implicar a perda do veículo e é interessante notar que muitas das primeiras missões não tiveram sucesso devido a esse motivo (Larson & Wertz, 1993). Desde o primeiro satélite artificial, lançado em 04 de outubro de 1957,

há necessidades crescentes de potência elétrica com tensão e/ou corrente estabilizadas dentro de limites cada vez mais exigentes, em veículos espaciais cada vez mais complexos. No entanto, à medida que esses novos requisitos iam sendo impostos aos engenheiros responsáveis por desenvolver tais sistemas, surgiam também efeitos indesejáveis que contribuíam para seu mau funcionamento ou culminavam até mesmo em falhas catastróficas.

Nesse contexto, o desempenho da bateria é um dos fatores mais importantes dentre os que limitam a vida útil de uma missão espacial, uma vez que a bateria é submetida a condições extremas de operação. Com o decorrer de seu uso, a bateria se degrada e começa a comprometer a execução da missão. Com o desempenho degradado, a bateria pode não ser capaz de alimentar outros subsistemas do satélite, como a carga útil, o controle de atitude ou o computador de bordo, resultando em falhas de alguns subsistemas e, conseqüentemente, na deterioração da missão e diminuição da vida útil.

Dentre as possíveis falhas da bateria, destaca-se o fenômeno de avalanche térmica, o qual, de forma simplificada, pode ser explicado como um desbalanceamento energético, decorrente da condição em que a taxa de calor gerado no interior da bateria excede a capacidade desta de dissipá-lo, tal como mostrado no diagrama da Figura 1.3.



Figura 1.3 – Mecanismo de avalanche térmica em uma bateria.

Fonte: Kim e Pesaram (2007).

Em geral, este problema está relacionado a abusos cometidos, a um processo de carga mal realizado, a condições ambientais adversas ou, como já dito, pode, inclusive, surgir como uma propriedade emergente no sistema quando vários dos equipamentos que o constituem são integrados e colocados a operar em seus diversos modos de operação.

Problemas deste tipo podem ser danosos não somente aos equipamentos, mas também às pessoas que participam diretamente nas operações de testes com baterias. Os estágios finais de um mecanismo de avalanche térmica envolvem reações espúrias, com produção e desprendimento de gás, criando assim grandes riscos de explosão e acidentes pessoais. A Figura 1.4 mostra sinais visíveis de uma bateria sujeita a este tipo de mecanismo.

No caso de missões espaciais, problemas de avalanche térmica remontam aos primórdios da corrida espacial. Na década de 1960, a missão considerada como precursora do telescópio espacial *Hubble* e denominada OAO (NASA, 1996), do inglês, *Orbiting Astronomical Observatory*, era um satélite de órbita baixa, com 1769 kg, utilizando células fotovoltaicas como fonte primária de energia. Apenas vinte órbitas tendo sido executadas após o seu lançamento, e antes que seus experimentos fossem ligados, uma falha grave envolvendo aquecimento da bateria terminou a primeira dentre a série de missões OAO.



Figura 1.4 – “Inchaço” em bateria, mostrando efeito de avalanche térmica.

Fonte: Hoff e Steeves (2005).

Abusos térmicos de baterias não se restringem somente à indústria espacial. Um grande número de pesquisas e testes vem sendo realizado em baterias com aplicação na indústria automobilística, em especial as destinadas ao desenvolvimento de carros híbridos e elétricos. Os danos causados a um protótipo de bateria a ser utilizado em veículos híbridos, quando submetido a uma situação de sobrecarga, podem ser vistos na Figura 1.5. Pela imagem, pode-se inferir o nível de perigo que se atingiu nesta situação, uma vez que se evidencia o risco de ruptura do compartimento da bateria com conseqüente explosão.

Avalanches térmicas podem ser difíceis de prever e, em alguns casos, seus agentes causadores se revelam de difícil determinação. Portanto, reveste-se de grande interesse o entendimento das condições que, num sistema de carga e descarga de baterias em satélites, possam levar ao desencadeamento do mecanismo em apreço. No entanto, informações e dados detalhados são bastante limitados. Por isso, este trabalho fará uso da experiência de voo do satélite CBERS2 – o qual sofreu falha de avalanche térmica em uma de suas baterias - como ponto de partida para o entendimento dos agentes causadores desses efeitos térmicos indesejáveis no sistema de suprimento de energia, procurando, assim, estabelecer um melhor entendimento do fenômeno e com isso evitá-lo em outras missões ora em desenvolvimento no INPE.



Figura 1.5 – Efeito de avalanche térmica devido à sobrecarga em um protótipo de bateria.

Fonte: SNL (2006).

O fenômeno de avalanche térmica ocorrido no satélite CBERS2 pode ser observado na Figura 1.6. Embora aquela curva mostre uma saturação desse valor em torno de 20° Celsius, devida às limitações de fundo de escala desta telemetria, as análises feitas em outros subsistemas, como o de controle térmico do satélite, permitiram a conclusão de que a bateria atingiu limites ainda maiores, próximos de 60° Celsius.

Os fatores responsáveis pelo disparo desse mecanismo serão objeto de estudo deste trabalho, e ficará mais claro adiante que tais causas podem não apenas estar localizadas dentro do sistema de suprimento de energia, mas também decorrer como propriedade emergente quando o satélite entra em um de seus possíveis modos de operação, por exemplo, o Modo de Emergência.

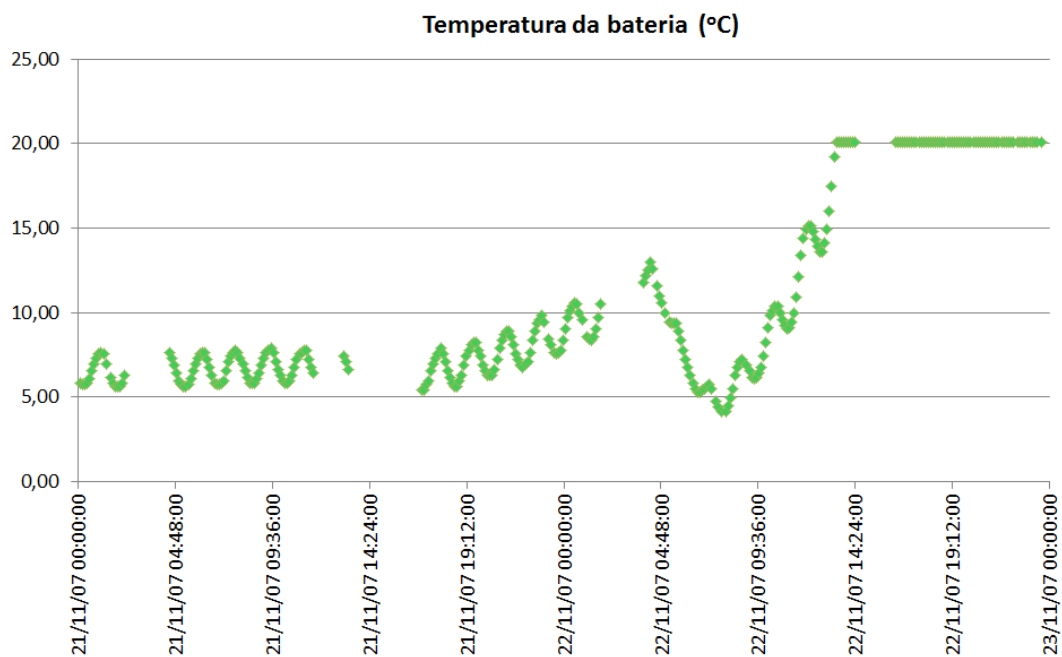


Figura 1.6 – Temperatura da bateria do CBERS2 durante avalanche térmica.

Estes fatos nos levam, portanto, a um esforço de melhor entender o fenômeno de avalanche térmica, identificar suas possíveis causas e verificar as margens de estabilidade existentes no sistema.

1.3. Objetivos

Este trabalho tem como objetivo principal e geral estudar a avalanche térmica em um sistema de carga e descarga de baterias em satélites artificiais. A propriedade emergente de avalanche térmica surge no sistema quando a bateria é acoplada aos equipamentos responsáveis pela sua carga e descarga e o satélite opera em seus diversos modos de operação. Assim, por meio de modelagem, simulações e validações experimentais com os dados de órbita de um satélite, pretendemos explicar quais mecanismos podem ser responsáveis por disparar essa particular instabilidade térmica. Para se atingir tais metas, os seguintes passos são definidos:

- a) **modelagem termo-elétrica-química-orbital-lógica (TEQOL) do sistema:** o sistema a ser investigado possui cinco aspectos distintos, porém acoplados, a saber: o térmico, o elétrico, o químico, o orbital e o lógico. Isso implica desenvolver um modelo que contemple esses cinco aspectos distintos. No entanto, iremos abordar esse problema sob um ponto de vista macroscópico, assim mostrando que não há perda significativa de precisão com esta escolha, permitindo ao mesmo tempo fácil adaptação do modelo para diferentes tipos de topologias. Embora um detalhamento mais profundo do aspecto químico, por exemplo, possa trazer um pouco mais de precisão, ele implica também em maior complexidade e um maior número de parâmetros a serem definidos no modelo, os quais só podem ser obtidos através de um conhecimento mais detalhado da natureza interna da bateria que, na maioria dos casos, não é uma informação facilmente disponibilizada e está restrita ao fabricante e seus processos adotados.
- b) **validação do modelo:** uma vez desenvolvido o modelo TEQOL, o objetivo seguinte será estimar seus parâmetros para um par veículo-bateria específico, a saber, o CBERS2 e, utilizando o software Simulink, realizar simulações, comparando os resultados obtidos com os dados reais de voo. Dessa forma, validaremos o modelo utilizado.

- c) **análise Conjuntas:** uma vez validado o modelo, iremos confrontar teoria, simulação e experimento para investigar os fatores que podem contribuir para o disparo de avalanche térmica. Iremos observar o efeito da variação de parâmetros, causada pelo envelhecimento e degradação de alguns componentes desse sistema juntamente com o funcionamento do satélite em seus diversos modos de operação. Uma vez conhecidos esses fatores, estaremos aptos a desenvolver uma métrica que indique regiões seguras e perigosas de operação do sistema, sob o ponto de vista de se evitar semelhantes instabilidades térmicas.

1.4. Originalidade, generalidade e utilidade

Para que este trabalho possua os atributos de uma tese de doutorado, é necessário que o mesmo possua três aspectos fundamentais: originalidade, generalidade e utilidade. Assim, a tese aqui defendida deve demonstrar que sua área de pesquisa se dá sobre um tema que ainda apresenta certas lacunas de entendimento ou de modelagem. Após a revisão bibliográfica que será apresentada no capítulo seguinte, pode-se constatar que o estudo sobre as propriedades emergentes de um sistema de suprimento de energia em satélites artificiais será abordado de uma forma ainda não relatada na literatura pesquisada. Os fenômenos de avalanche térmica, embora amplamente relatados na literatura sobre baterias, nunca foram abordados de uma forma integrada em suprimento de energia de satélites artificiais. Nesta visão sistêmica, identificamos o efeito de seus Modos de Operação e variação de parâmetros, decorrentes da degradação ao longo da vida do satélite, como mecanismos desencadeadores de instabilidade térmica. Além disso, o uso de algumas ferramentas da teoria geométrica de equações diferenciais permitirá, de uma forma ainda não relatada na literatura, uma análise de estabilidade, através da qual será possível o desenvolvimento de uma nova métrica que indique regiões seguras e proibitivas de operação. Com relação à generalidade, o modelo aqui desenvolvido é baseado em princípios fundamentais como, por exemplo, a Primeira Lei da Termodinâmica, podendo

assim ser facilmente adaptado para qualquer tipo de tecnologia de baterias, através de um número mínimo de ajustes de parâmetros. Para finalizar, os resultados obtidos neste trabalho serão de grande utilidade para engenheiros de suprimento de energia que necessitem estabelecer requisitos para o tipo de sistema em escrutínio. Com o conhecimento obtido, será possível estabelecer condições de projeto e de operação que evitem a ocorrência de avalanche térmica, permitindo que o sistema opere em regiões seguras.

1.5. Conteúdo

Os capítulos restantes desta Tese estão organizados da seguinte maneira: o segundo capítulo apresenta os conceitos básicos juntamente com uma revisão bibliográfica dos modelos existentes. O terceiro capítulo discursará sobre a formulação do problema, apresentando as lacunas existentes na literatura sobre modelagem de um sistema de carga e descarga de baterias em satélites artificiais, definindo quais pontos nosso modelo deverá complementar. Isso será realizado por três tipos de abordagem: teoria, simulação e experimento. O capítulo quarto é a abordagem teórica do problema e apresenta o modelo proposto, seguido do capítulo cinco, no qual são realizadas simulações que permitirão a validação do modelo através de dados reais de voo do satélite. No sexto capítulo, descreve-se o experimento obtido por meio das telemetrias de voo do satélite CBERS2. No capítulo sétimo, realizam-se análises conjuntas dos efeitos de variação de parâmetros causada por degradação do sistema, de seus modos de operação, bem como se faz uso da ferramenta conhecida como mapa de Poincaré para estabelecer, de uma forma simplificada, uma métrica que defina as regiões seguras de operação. Por fim, o último capítulo apresentará um apanhado geral das observações realizadas e das conclusões tiradas, além de indicar as possibilidades de trabalhos futuros.

2 CONCEITOS BÁSICOS E REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo pretende-se apresentar os princípios básicos utilizados na modelagem elétrica e térmica do sistema bem como a maneira com que cada uma dessas naturezas interage entre si. Estes conceitos iniciais serão realizados juntamente com a revisão bibliográfica do que foi feito até o presente momento neste tipo de sistema, relacionando-a, ao final de cada seção, com o contexto deste trabalho.

2.1. Breve histórico da tecnologia de baterias espaciais

Em sistemas espaciais, baterias usualmente estão entre os itens que possuem vida mais curta, dado os extremos a que são submetidas, especialmente em órbitas baixas (LEO). Neste tipo de órbita, mais de 5000 ciclos de carga e descarga acontecem anualmente. Portanto, prever o comportamento da bateria sob estas condições torna-se um fator importante no correto gerenciamento de um sistema de suprimento de energia em satélites artificiais.

Nos anos 60, quando baterias de *Nickel-Cadmium* eram amplamente utilizadas e o número de missões espaciais continuava a aumentar, várias agências governamentais americanas financiaram vários estudos para entender os fenômenos ocorridos em baterias e, com isso, desenvolver novas células que fossem capazes de cumprir com os padrões de qualidade espacial. Partes deste esforço foram agrupadas em um famoso manual de baterias *Nickel-Cadmium*, publicado pela NASA (Scott & Rusta, 1979).

Após esta fase de extenso uso em várias missões da NASA, surgiram as lições aprendidas que foram compiladas em (Ford, Rao, & Yi, 1994). Este manual destaca, entre outros, três fatores fundamentais neste tipo de sistema:

- a) “Para um tecnólogo de baterias, uma célula de *Nickel Cadmium* é um sistema altamente complexo, um dispositivo eletroquímico interativo em que o desempenho presente e futuro é totalmente dependente do seu passado.

- b) “A degradação em baterias de voo pode ser facilmente medida em termos de diminuição da tensão de final de descarga, perda da capacidade e aumento da sobrecarga.
- c) “O efeito mais notável do aumento de temperatura da bateria é a diminuição da eficiência de carga.”

Os anos se passaram e as baterias de *Nickel-Cadmium* ainda encontram uso em aplicações espaciais devido à sua robustez a grande número de ciclos de carga e descarga bem como sua boa capacidade em suportar longos períodos de armazenamento.

Os processos elétricos de carga e descarga estão relacionados a reações químicas que acontecem internamente na célula, com efeitos térmicos se manifestando de acordo com a situação em que se encontra a bateria. A carga, por exemplo, inicialmente é endotérmica e se transforma em reação exotérmica, com produção de gases, à medida que se aproxima de 100% SOC (*State of Charge*). O significado de 100% SOC é estar totalmente carregada. Durante a descarga o processo é exotérmico, com desprendimento de calor. Esta característica é observada tanto em baterias de *Nickel-Cadmium* quanto em *Lithium-Ion* (NASA, 2010).

Em (Ford, Rao, & Yi, 1994), é descrito que para o caso *Nickel-Cadmium*, o início do processo de carga (endotérmico) possui eficiência de carga (η_c) próxima de 100% e começa a cair rapidamente à medida que a bateria se aproxima do seu estado final de carga (exotérmico). Além disso, este instante é também uma função da temperatura. A 0° Celsius, as reações de sobrecarga começam quando a bateria está 95% carregada. Já a 20° Celsius este instante se dá a 80% (Ford, Rao, & Yi, 1994). Isso pode ser visto graficamente na Figura 2.1.

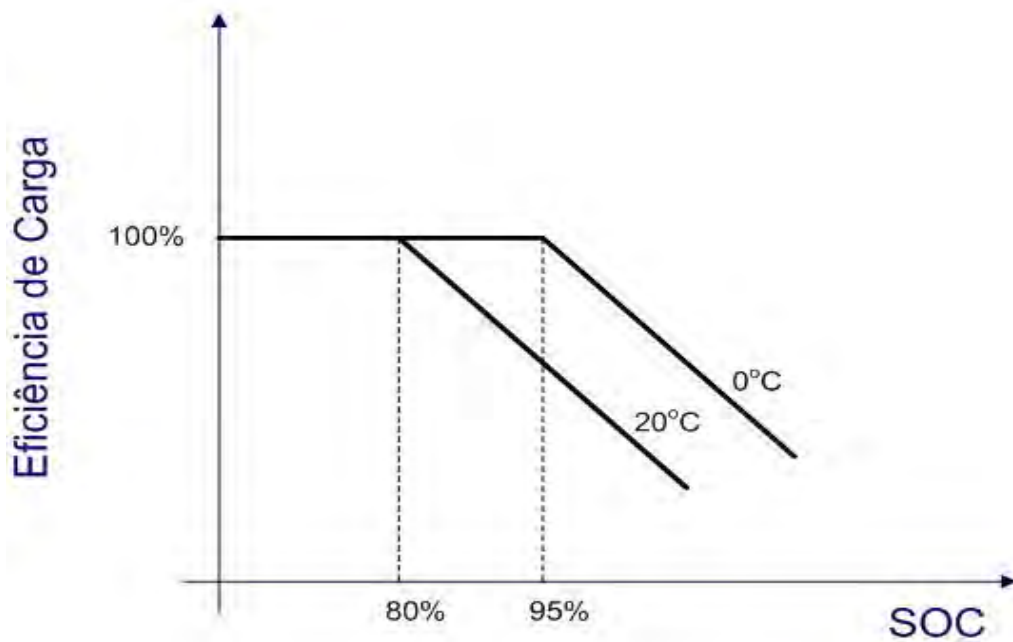


Figura 2.1 – Eficiência de carga versus estado de carga (SOC).

Fonte: (Ford, Rao, & Yi, 1994).

Esta característica também pode ser vista na Figura 2.2, a qual mostra resultados experimentais para alguns tipos de baterias, conforme relatado em (Scott & Rusta, 1979). Essas curvas estão parametrizadas em temperatura e corrente de carga (por exemplo, 0,1C é uma corrente de 5A para uma bateria de capacidade $C=50\text{Ah}$). Nessa figura, pode-se observar a queda abrupta da eficiência no final da carga, piorando ainda mais com o aumento da temperatura.

Baterias de *Nickel-Hydrogen* também encontraram seu espaço na comunidade espacial devido à sua grande capacidade de suportar altos valores de DOD (*Depth of Discharge*) e por isso ter um maior valor de energia específica utilizável (Larson & Wertz, 1993). Este fato economiza uma quantidade considerável de massa e assim faz este tipo de tecnologia ser bastante adequado para missões geossíncronas, em que os custos de lançamento a altas altitudes são bastante afetados pela massa do satélite, uma relação já bastante conhecida.

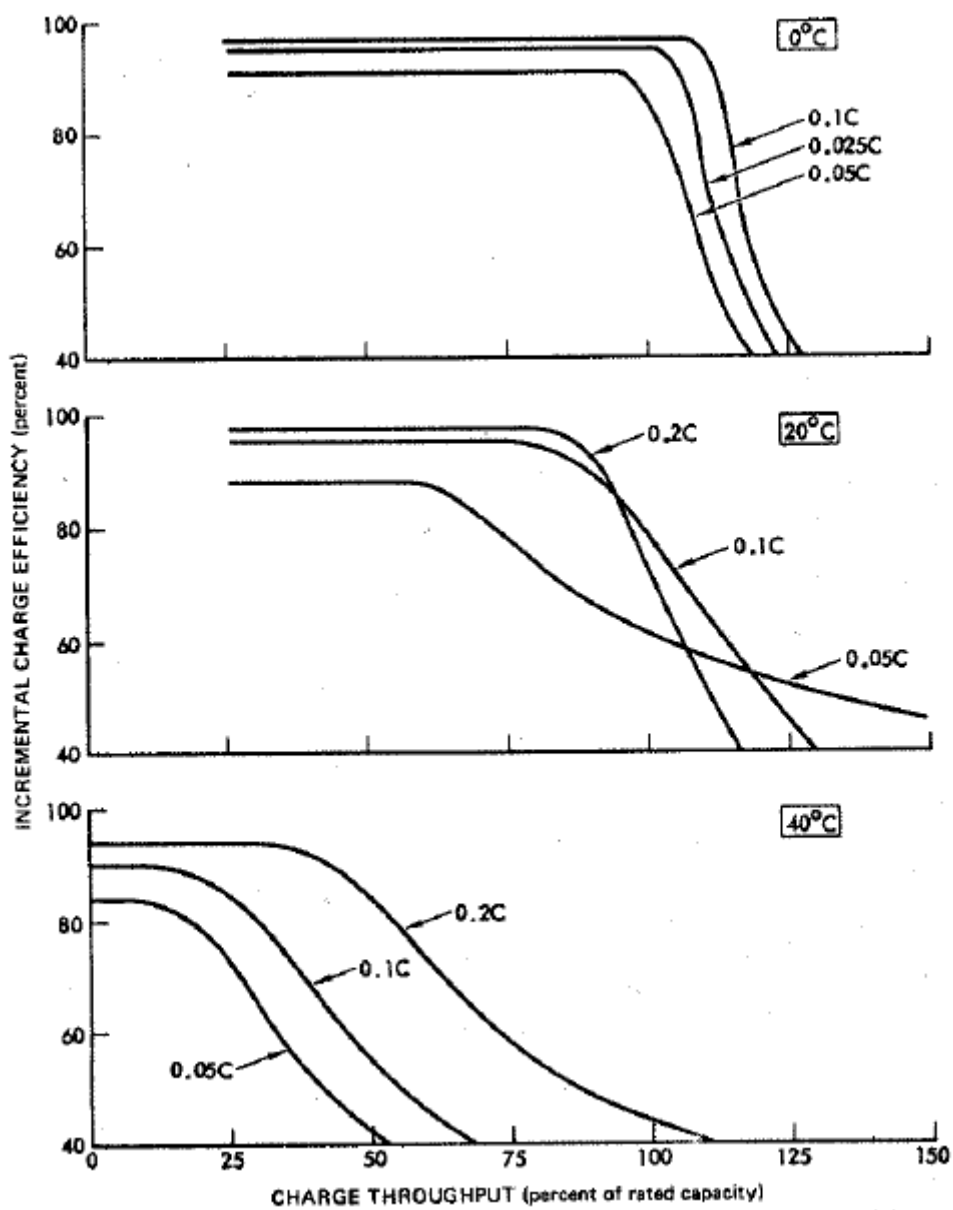


Figura 2.2 – Eficiência de carga versus estado de carga, parametrizado em temperatura e corrente de carga.

Fonte: (Scott & Rusta, 1979).

Mais recentemente a indústria aeroespacial está fazendo a transição de baterias baseadas na química do Níquel para baterias baseadas na química do Lítio. Surgiram então baterias de *Lithium-Ion* com energia específica da ordem de 100Wh/Kg, uma relação bem maior que as suas antecessoras de *Nickel-Cadmium* que possuem energia específica na faixa de 25 a 70Wh/Kg (Deligiannis, Ewell, & Gittens, 1999). Embora a indústria comercial de eletrônicos portáteis já venha utilizando este tipo de tecnologia por vários anos, sua qualificação espacial em missões de órbitas LEO ainda está em sua infância (Smart , Ratnakumar, Whitcanak, Surampudi, & Marsh, 2010) (McKissock, Manzo, Miller, & Reid, 2005), com alguns exemplos de voo podendo ser citados em (SAFT, 2007) e (ESA, 2010).

Um resumo mais abrangente de quarenta anos de uso de tecnologia de baterias em satélites artificiais pode ser visto em (Borthomieu, Lagattu, Remy, & Sémerie, 2008).

Os satélites desenvolvidos pelo INPE até o presente momento sempre usaram a tecnologia de *Nickel Cadmium*. Houve tentativas de se utilizar baterias de *Lithium-Ion* nos satélites CBERS3&4 mas impedimentos políticos e contratuais, e não técnicos, impossibilitaram de se levar esta ideia adiante, mantendo-se desta forma a tecnologia baseada em Níquel. Para os satélites da Plataforma MultiMissão, de fabricação nacional, foi possível colocar baterias de *Lithium Ion*. Nos próximos anos, quando esta missão for lançada, ela será a primeira experiência do Brasil com este tipo de tecnologia em satélites artificiais.

2.2. Revisão dos modelos de bateria

A bateria a ser modelada é composta de três aspectos distintos, porém acoplados entre si: o elétrico, o químico e o térmico. Existem diversos modelos que podem ser encontrados na literatura, variando de alguns baseados na eletroquímica de células, os quais costumam carregar consigo um bom grau de detalhe e precisão, até modelos mais genéricos que tratam estas propriedades por meio de processos estocásticos. Em (Jongerden & Haverkort, 2009) pode-

se encontrar uma revisão simplificada destes principais tipos de modelos. Dentre os exemplos de modelos que procuram entrar no detalhe interno da química de uma célula, temos em (Gomadani, Weidner, Dougal, & White, 2002) uma abordagem unidimensional da estrutura interna de células de *Lithium-Ion* e *Nickel-Cadmium*, para a qual se descrevem as equações que governam a cinética eletroquímica, transporte de massas e de partículas por meio de difusão e variações de temperatura obtidas por meio de expressões de Arrhenius.

Muitos destes modelos eletroquímicos vêm surgindo, impulsionados por extensas pesquisas voltadas para aplicações da tecnologia de *Lithium-Ion* na indústria automotiva, conforme descrito em (Fang, Kwon, & Wang, 2010), em que são simuladas a tensão e a temperatura da bateria e estas são comparadas com resultados experimentais.

Embora modelos eletroquímicos sejam capazes de fornecer resultados de simulação mais precisos, eles também exigem por outro lado um grande número de ajustes de parâmetros, além de serem específicos para um determinado tipo de tecnologia. Tentativas de se obter um modelo mais macroscópico podem ser vistas em (Baudry, Neri, Gueguen, & Lonchamp, 1995), no qual a natureza química é representada por componentes elétricos que emulam as propriedades químicas da bateria. Seus parâmetros são obtidos por meio da técnica conhecida como *impedance spectroscopy* (Macdonald, 1992).

Modelos elétricos de bateria baseados em elementos de circuitos elétricos são bastante comuns. O mais simples de todos consiste de um simples circuito *RC* (resistor em série com capacitor) tal como mostrado na Figura 2.3, no qual o resistor simula a resistência interna da bateria e o capacitor simula a capacidade de carga da célula e a força eletromotriz da bateria.

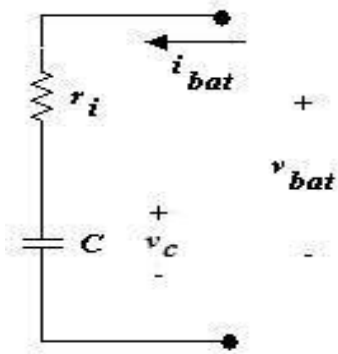


Figura 2.3 – Modelo RC simples de uma bateria.

Esta simplificação é capaz de responder por uma ampla variedade de comportamentos elétricos observados em baterias, independente de sua tecnologia. No entanto, este tipo de modelo não é capaz de explicar o comportamento da tensão de bateria para transitórios de corrente. Para isso, é necessário introduzir um segundo capacitor, em paralelo ao resistor, representando o fenômeno conhecido como *double-layer* (Bard & Faulkner, 2001) que faz com que a interface entre um material poroso (catodo ou anodo da célula) e um eletrólito apresente uma estrutura de camadas eletricamente carregadas, conforme o esquema da Figura 2.4. O efeito desta capacitância adicional é provocar um atraso na tensão da bateria quando a ela é aplicado um transitório de carga.

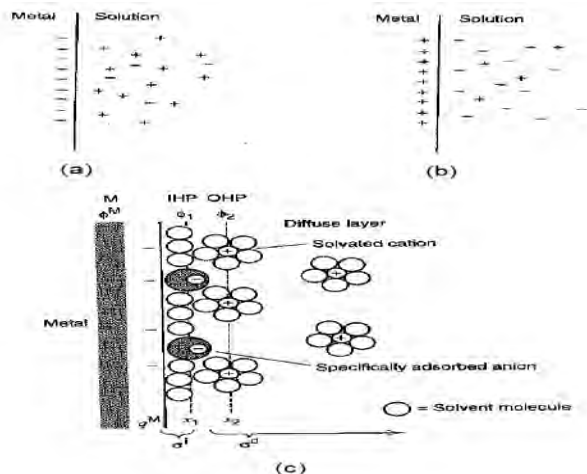


Figura 2.4 - Interface metal-solução modelada como um capacitor com carga negativa no metal em (a) e positiva em (b). Em (c) há o modelo proposto detalhado de *double-layer*.

Fonte: (Bard & Faulkner, 2001).

Em (Gao, Liu, & Dougal, 2002) podemos ver o uso deste tipo de artifício, a partir do qual é utilizado um polinômio para simular o funcionamento da bateria, obtido através da aproximação de dados experimentais. Embora o método seja desenvolvido para o estado de descarga, o autor afirma que pequenos ajustes de alguns fatores neste modelo permitem também a previsão do comportamento quando no estado de carga. Em (Koning, Veltman, & Bosch, 2004) podemos ver um método semelhante, porém um pouco mais ampliado, pois se considera além do capacitor de *double-layer*, o capacitor que contabiliza o transporte de massas e partículas no nível microscópico da bateria, ou seja, o processo de difusão. Este modelo é então utilizado para se realizar um estudo sobre as eficiências de carga e descarga que, neste artigo, é demonstrada ser diferente uma da outra. Conforme já dito, o efeito da introdução destes capacitores em paralelo à resistência interna da bateria é simular o atraso provocado na tensão da bateria quando a ela é aplicada um transitório de carga.

Mais recentemente, a indústria automobilística vem impulsionando uma quantidade considerável de pesquisas na construção de modelos para gerenciamento de baterias em carros elétricos, especialmente no que se refere ao controle do estado de carga (Coleman, Zhu, Lee, & Hurley, 2005) (Urbain, Rael, Davat, & Desprez, 2007) (Lee, Kim, Lee, & Cho, 2007), possibilitando assim uma informação sobre a autonomia do veículo, tão útil e necessária quanto o já conhecido marcador de combustível.

No caso da indústria espacial, esforços também têm sido realizados no sentido de se obter modelos. Em (Dudley, Roche, Tonicello, & Thwaite, 2005) os fenômenos eletroquímicos de difusão são representados por uma rede *RC*, tal como uma linha de transmissão para o exemplo específico de uma célula comercial de *Lithium-Ion*. O comportamento térmico é obtido por meio das perdas ôhmicas nessa rede juntamente com o calor de entalpia da reação. Embora o modelo preveja o comportamento para BOL (*Beginning of Life*), o autor deixa como futuro trabalho o estudo do efeito da degradação dos parâmetros.

Também em (Simonelli, Richard, Veith, & Tonicello, 2005) podemos encontrar um modelo para baterias, baseado nos princípios gerais de resistência interna, capacidade e difusão e implementado por meio de circuitos *spice*.

Com o objetivo de avaliar o desempenho de baterias em final de vida, um dos maiores fabricantes deste tipo de equipamento (Borthomieu, Prevot, & Masgrangeas, 2008) desenvolveu um modelo também específico para a tecnologia de *Lithium-Ion*, na qual se avaliam e discutem os principais mecanismos de degradação ao longo da vida útil da mesma.

Em (Zahran & Atef, 2006) podemos ver um modelo termoelétrico para baterias de *Nickel-Cadmium* em satélites de órbita baixa. Neste artigo, os autores apresentam um modelo matemático que descreve o comportamento térmico e elétrico, para a carga e descarga. No entanto, as origens das equações que

descrevem o acoplamento termo-elétrico não foram demonstradas e nem há menção sobre o fenômeno de avalanche térmica.

No caso deste trabalho, estaremos em busca de um modelo termoelétrico que, ao mesmo tempo, seja baseado em princípios fundamentais e macroscópicos, e seja capaz de reproduzir, com boa fidelidade, o comportamento observado em voo de um satélite em órbita baixa. Para isso tentaremos tirar proveito das principais características dos modelos discutidos até aqui.

Portanto, a partir das possibilidades apresentadas em (Jongerden & Haverkort, 2009) nossa escolha inicial será o uso de componentes elétricos como resistores e capacitores para emular os fenômenos elétricos da bateria. Neste modelo, será agregada a capacitância de *double-layer* apresentada em (Gao, Liu, & Dougal, 2002) por considerá-la importante na representação do efeito de atraso na tensão da bateria quando a ela são aplicados transitórios de carga. Não será feito uso dos detalhes internos microscópicos da eletroquímica de célula, tal como feito em (Gomadani, Weidner, Dougal, & White, 2002) por considerarmos que este caminho tira um pouco da generalidade do modelo aqui proposto, além de exigir um grande ajuste de parâmetros específicos para a bateria utilizada. O modelo elétrico ficaria conforme mostrado na Figura 2.5.

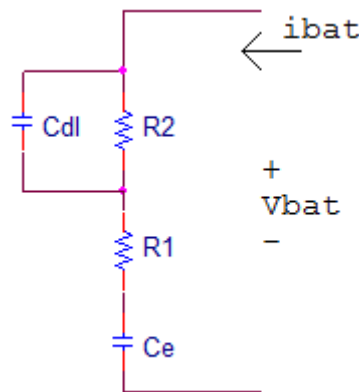


Figura 2.5 – Modelo elétrico da bateria.

Devido ao fato da corrente de carga proveniente do *Solar Array Generator* (SAG) ser constante, a tensão sobre o capacitor C_e terá um comportamento linear, justificando também a escolha deste modelo uma vez que este comportamento pode ser visto no caso real tal como mostrado na Figura 1.2.

Com relação à parte térmica, estaremos em busca do mesmo objetivo de generalidade. Assim, estaremos desconsiderando a abordagem microscópica eletroquímica para se prever temperatura, como por exemplo, equações de Arrhenius, tal como elaboradas em (Fang, Kwon, & Wang, 2010). Ao invés disso, iremos utilizar equações mais gerais como feito em (Zahran & Atef, 2006). Neste artigo, os autores apresentam equações que acoplam os fenômenos elétricos e térmicos, porém desprezam o efeito da eficiência de carga tal como relatado em (Scott & Rusta, 1979). Iremos, no nosso caso, considerar o efeito das curvas de eficiência mostradas na Figura 2.2, garantindo ao mesmo tempo generalidade e representação dos principais fenômenos envolvidos. Esta solução será discutida em maiores detalhes em capítulos subsequentes.

2.3. Métodos de carga

Uma grande variedade de métodos de carga de bateria existe para aplicações em sistemas de suprimento de energia de satélites artificiais. Em aplicações de órbita baixa, 35% a 40% do período orbital é gasto em eclipse e mais de 6000 ciclos de carga e descarga acontecem anualmente. Além disso, o curto período solar exige o uso de carregadores rápidos que fazem uso de altas correntes de carga da bateria. Esta característica, quando não é bem gerenciada, pode levar a bateria a uma situação de sobrecarga, provocando aquecimento na mesma.

Sobreaquecimento de baterias era um problema comum nos primeiros satélites (Scott & Rusta, 1979). Isso foi atribuído à falta de conhecimento ou de uma compreensão maior sobre os parâmetros de operação da bateria e suas interações mútuas. Inicialmente, estes sistemas operavam injetando na bateria uma carga maior do que aquela retirada. Suas temperaturas de operação

ficavam frequentemente em torno de 30° C e com o contínuo ciclo de carga e descarga e envelhecimento da bateria, estas cargas excessivas faziam aumentar ainda mais a temperatura da bateria.

Para superar problemas deste tipo, o final de carga passou a ser controlado também em função da temperatura ao se introduzir famílias de curva de tensão de final de carga, conforme será explicado e discutido mais adiante. Portanto, torna-se importante conhecer estes métodos, pois seu uso é um fator determinante no correto funcionamento do sistema. De modo geral, os métodos de carga podem ser divididos como se seguem.

2.3.1. Corrente limitada

Neste método, um regulador controla a corrente de carga definida por uma referência selecionada. Esta referência de corrente deve ser tal que seja alta o suficiente para garantir a recarga da bateria após o eclipse, porém, baixa o suficiente para se evitar sobrecarga. Este método simples implica uma corrente constante ao longo de todo o processo de carga durante o período solar e, portanto, exige o compromisso entre o balanço da energia elétrica necessária e o controle de temperatura. A Figura 2.6 ilustra este processo.

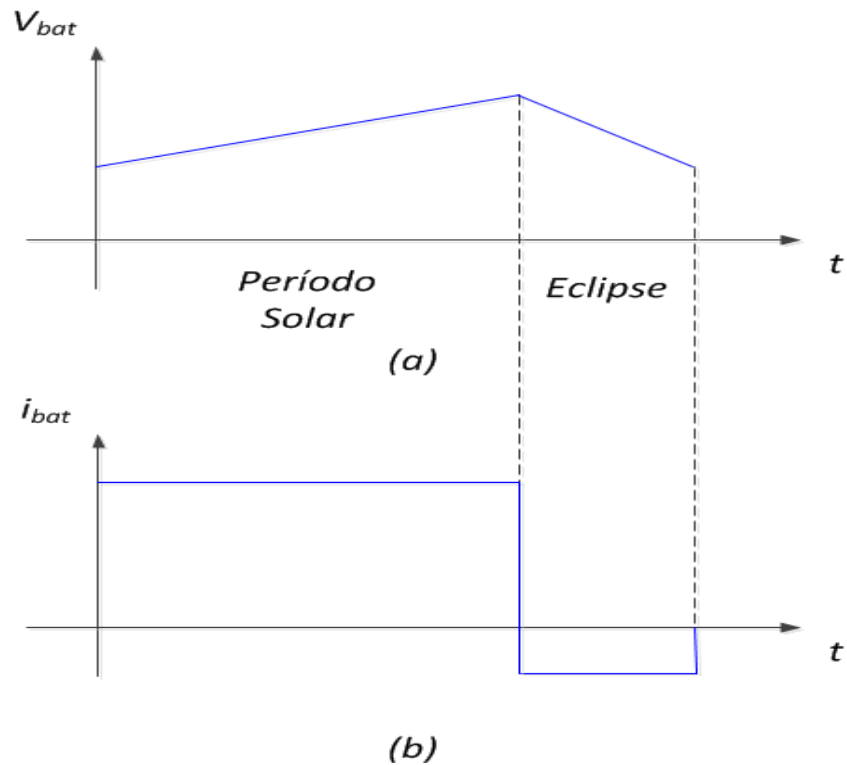


Figura 2.6 – Carga com corrente limitada. (a) Tensão da bateria, (b) Corrente da bateria.

2.3.2. Tensão limitada

No método de carga por tensão limitada, a corrente é controlada indiretamente no final da carga. Um regulador limita a tensão da bateria, provocando o efeito de redução da corrente de um valor inicial para valores cada vez menores. Para se entender como se dá este processo, tomemos como referência um modelo simples de bateria, tal como mostrada na Figura 2.7.

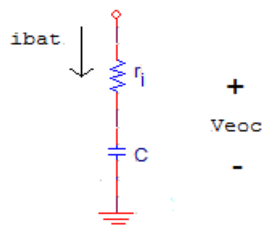


Figura 2.7 – Modelo RC da bateria.

Nesta figura, r_i é resistência interna da bateria e o parâmetro C representa a capacidade de armazenar carga da bateria. Se V_{eoc} é a tensão constante de final de carga aplicada aos terminais da bateria, a simples observação da lei de Ohm nos diz que a corrente i_{bat} sobre a resistência interna diminui à medida que a bateria continua sendo carregada e a tensão da capacitância C continua a aumentar. A representação gráfica deste processo de carga pode ser visto na Figura 2.8.

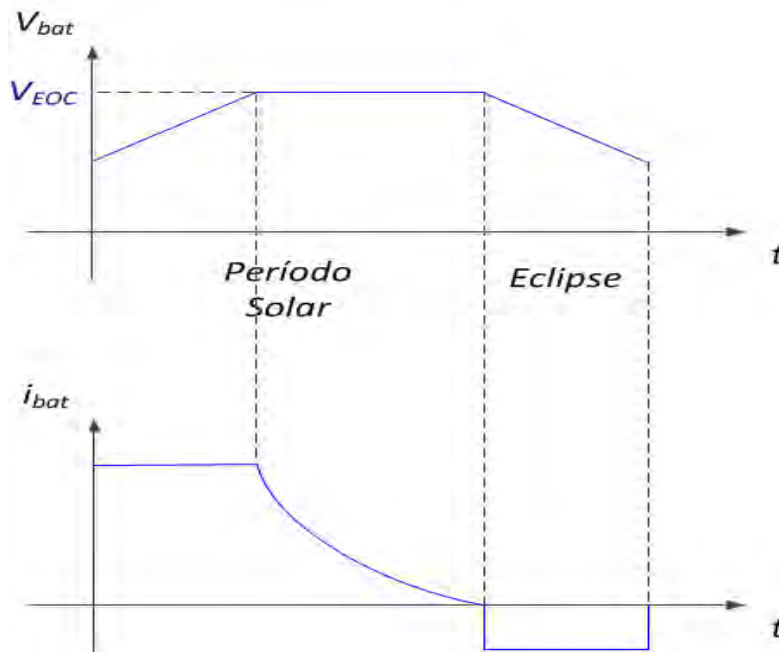


Figura 2.8 – Carga da bateria com tensão limitada.

2.3.3. Temperatura limitada

Tendo em vista que baterias produzem calor ao se aproximar do seu estado final de carga (Ratnakumar, Timmerman, & Di Stefano, 1996), utilizar a temperatura como um modo de terminar o processo surge como uma ideia natural. No entanto, para ser efetivo, este método dependerá das propriedades termo físicas da célula e da maneira e posição em que é colocado o sensor de temperatura na bateria. Gradientes de temperatura entre o interior da célula e a estrutura externa onde é montado o sensor podem provocar atrasos da malha

de controle, culminando em instabilidades, deixando este método como uma alternativa secundária de controle.

2.3.4. Pressão limitada

Este método se baseia no fato de que reações parasitas com desprendimento de gases acontecem no final da carga de baterias, aumentando assim sua pressão interna. A dificuldade, no entanto, reside no fato de que um terminal extra na bateria, utilizado para medir a pressão, deve ser construído na estrutura da célula, aumentando a complexidade de fabricação e diminuindo sua confiabilidade.

2.3.5. Recharge Ratio

O significado do termo *Recharge Ratio* é a razão entre a carga inserida, em Ampère-horas, durante o período solar e a carga retirada, em Ampère-horas, durante o eclipse anterior. Como o processo de carga não é 100% eficiente, ou seja, nem toda energia elétrica colocada na bateria se armazena em energia química, o valor de *Recharge Ratio* é sempre maior que um, para contemplar as perdas que acontecem durante o processo.

Carregadores baseados em controle de *Recharge Ratio* padecem do fato de que a eficiência de carga da bateria nem sempre é um parâmetro muito bem conhecido, colocando assim incertezas no método.

2.4. Avalanche térmica

Em se tratando da indústria aeroespacial ou da automobilística, um fenômeno de extrema importância a ser investigado é o de avalanche térmica. Sua ocorrência, além de constituir uma falha catastrófica do sistema, representa um grande risco de explosão e ferimento de pessoas, tal como pode ser visto em (Doughty, 2006).

No caso de baterias de *Nickel-Cadmium* para aplicações espaciais, este fenômeno se tornou conhecido já nas primeiras missões realizadas pela NASA,

tal como a missão *Orbiting Astronomical Observatory (OAO)*, devido ao uso de carregadores de tensão constante (Ratnakumar, Timmerman, & Di Stefano, 1996). O problema com esse tipo de carregador é que as células de *Nickel-Cadmium* possuem um coeficiente negativo de variação de tensão com temperatura (Ford, Rao, & Yi, 1994). Desse modo, quando a bateria se aproxima do seu final de carga e começa a esquentar, a tensão interna da célula diminui, o que faz aumentar a corrente de carga. Este fato, por sua vez, aumenta o calor interno na bateria e assim um círculo vicioso se inicia. Esse mecanismo pode ser ilustrado por meio de um modelo *RC* simples de uma célula de bateria, conforme mostrado na Figura 2.9, abaixo.

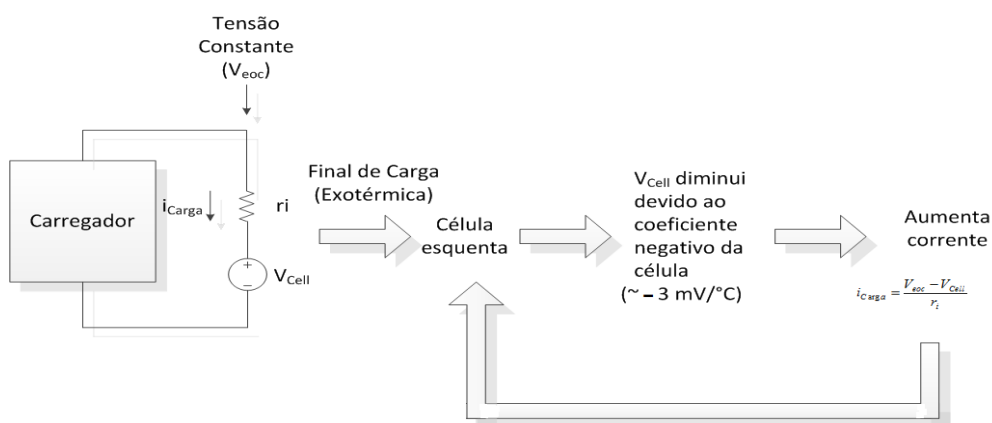


Figura 2.9 – Mecanismo de avalanche térmica para carga de baterias com tensão constante.

Problemas deste tipo obviamente precisavam ser resolvidos. Isso se daria com um melhor entendimento dos fenômenos e parâmetros envolvidos no sistema, conforme relatado em (Ford, Rao, & Yi, 1994). A partir desse aprendizado, entendeu-se que, durante operação do satélite em órbita, para que se feche o balanço energético da bateria, é necessário repor, durante o período solar, a quantidade de carga retirada durante o eclipse. Como o processo completo da carga não é 100% eficiente, sempre é necessário inserir um pouco mais do que foi retirado. E tendo em vista que, quanto maior for a temperatura, menor será a eficiência, esse fator de recarga precisará ser tão maior quanto mais quente estiver a bateria. A Figura 2.10 ilustra a *Recharge Ratio* para aplicações em

satélite LEO (Ford, Rao, & Yi, 1994). Nessa figura, a linha inferior delimita a condição mínima para se fechar o balanço elétrico; e a linha superior delimita a região proibitiva, com possibilidades de sobreaquecimento da bateria e consequente disparo de avalanche térmica.

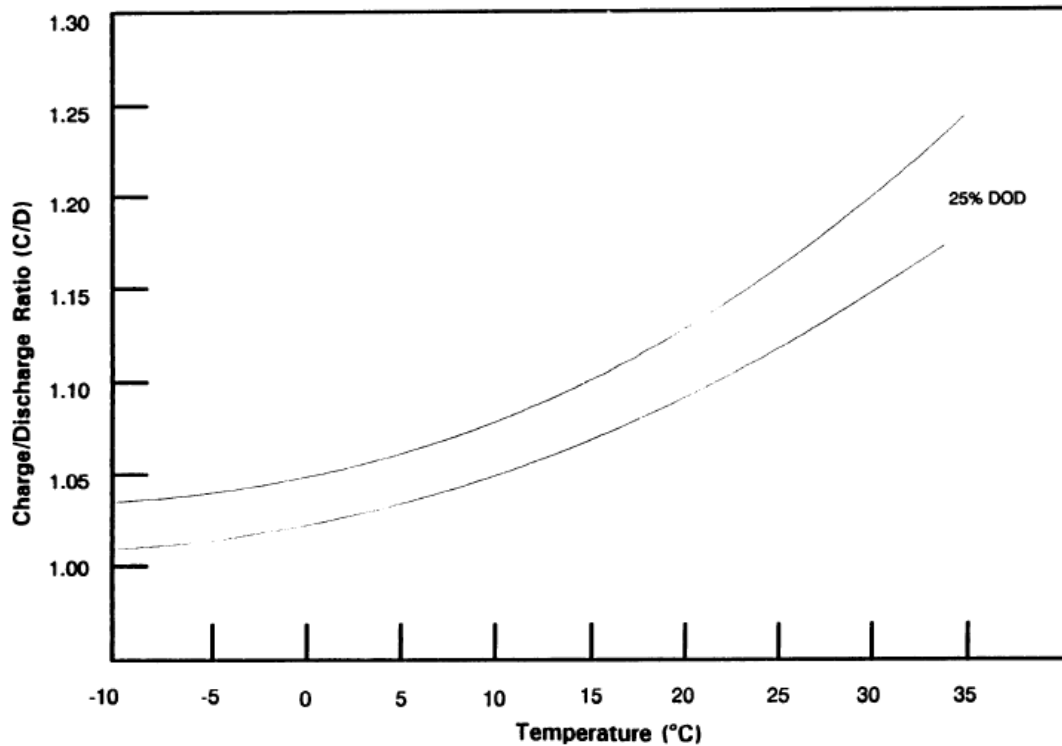


Figura 2.10 – Razão carga/descarga (*Recharge Ratio*) recomendada vs. Temperatura.

Fonte: (Ford, Rao, & Yi, 1994).

Assim, para se atingir a desejada *Recharge Ratio* e ainda evitar o disparo de avalanche, introduziram-se as curvas V/T de compensação da tensão de final de carga em função da temperatura (Scott & Rusta, 1979), conforme mostrado na Figura 2.11. Essas curvas substituem o mecanismo de carga com tensão constante por uma tensão dependente da temperatura. Assim, se a temperatura começa a subir, o carregador diminui a tensão de final de carga, evitando que o mecanismo de avalanche seja disparado. O número de oito curvas (3 bits) tem razões históricas na engenharia espacial. As mais baixas (menor tensão de célula) contemplam a situação de falha em curto em uma

célula. As mais altas, contemplam a necessidade de aumentar o fator de recarga (*Recharge Ratio*) com o envelhecimento da bateria e consequente perda de capacidade.

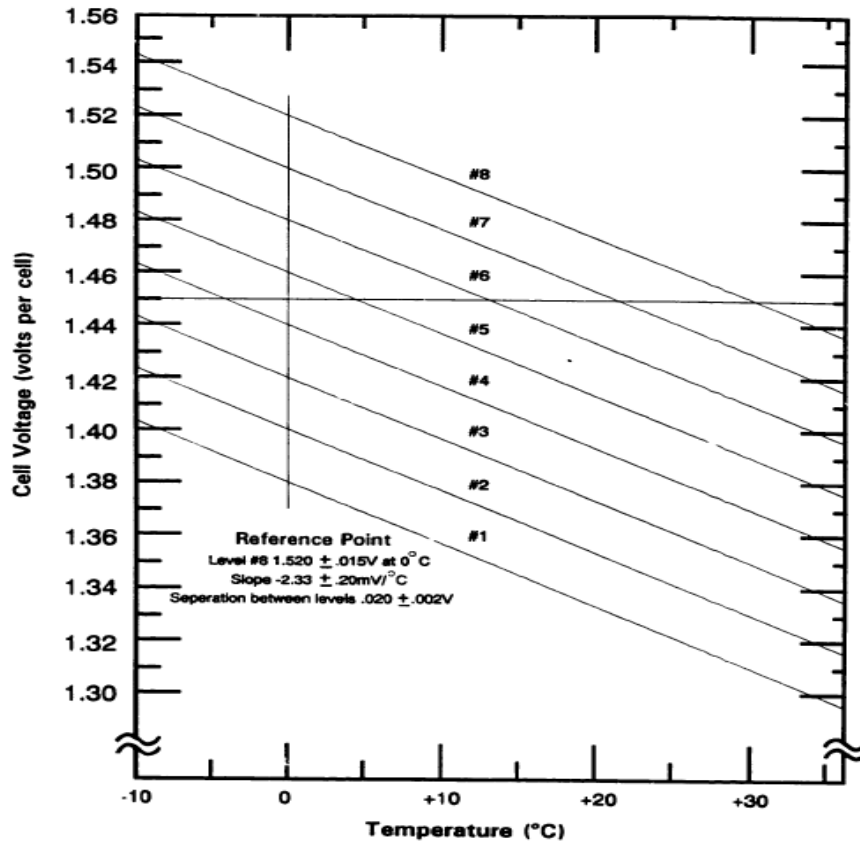


Figura 2.11 – Curvas V/T de tensão de final de carga em função da temperatura.

Fonte: (Ford, Rao, & Yi, 1994).

Os valores de *Recharge Ratio* obtidos por meio dessas curvas podem ser vistos na Figura 2.12.

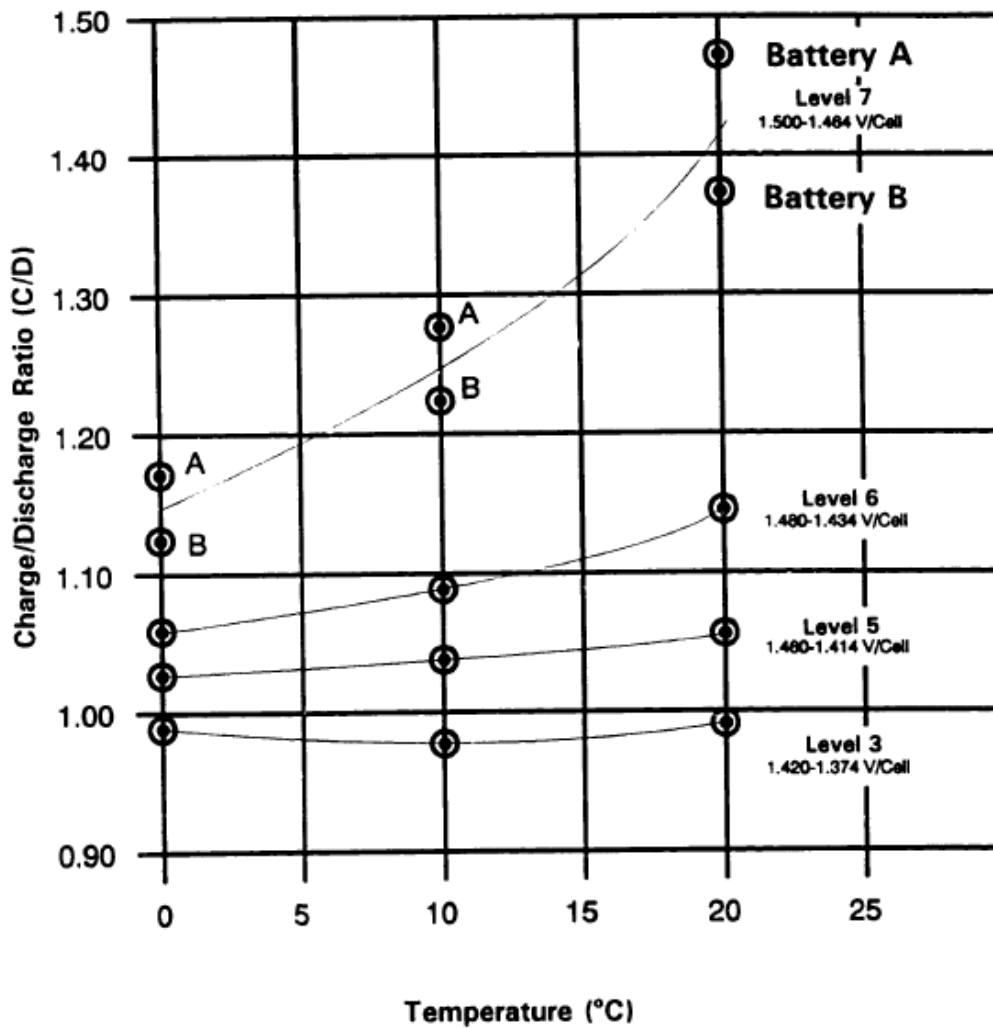


Figura 2.12 – *Recharge Ratio* para as curvas V/T.

Fonte: (Ford, Rao, & Yi, 1994).

A maioria dessas curvas foi obtida experimentalmente após inúmeros resultados de testes realizados por diversos fabricantes. Por outro lado, (Ratnakumar, Timmerman, & Stefano, 1996) propõem um método de obtê-las através de simulação. Nesse artigo, mostram-se também como as condições ambientais podem interferir na dinâmica do sistema. Os autores demonstraram, por meio de testes, que temperaturas mais altas, por exemplo, tendem a fazer diminuir a eficiência de carga, culminando em DOD (*Depth of Discharge*) residual após ciclagem semelhante à vivenciada em órbita.

As curvas V/T, discutidas acima, tornaram-se um padrão em sistemas de suprimento de energia baseados em baterias de *Nickel-Cadmium*.

Um exemplo de aplicação desse tipo de controle é o do satélite SAX (*Satellite for X-Ray Astronomy*) da Agência Espacial Europeia-ESA (De Biasi & Galantini, 1998). Esta missão científica possui os seguintes parâmetros orbitais:

- a) Altitude: 450 a 600km (órbita LEO).
- b) Inclinação: 2° no plano equatorial.
- c) Período orbital médio: 95 min.
- d) Período solar mínimo: 57 min.
- e) Período máximo de eclipse: 37 min.

O gerenciamento da bateria na missão SAX foi baseado no conhecimento teórico sobre baterias de *Nickel-Cadmium* tais como apresentado aqui, levando em conta o comportamento da célula com respeito à temperatura. O satélite foi projetado para uma missão de 26 meses e com potência média em torno de 800W durante eclipse. Sua bateria é composta de 36 células em série e o método de carga utilizado foi o modo de corrente constante seguido de tensão constante. A dependência da tensão de final de carga (em mV) com a temperatura (em °C) é considerada um dos fatores mais importantes e, no caso dessa missão, a seguinte relação foi utilizada:

$$V_{EOC} = 54.957 - 0.139\theta$$

em que θ é a temperatura da bateria. Nota-se que o ganho de $-139\text{mV}/^\circ\text{C}$ refere-se ao conjunto total de 36 células, o que corresponderia a um ganho aproximado de $-3.8\text{mV}/^\circ\text{C}$ por célula.

Durante a realização de testes de termo-vácuo, foi observado um comportamento diferente, obtido para dois modelos distintos de bateria: um modelo de qualificação e um modelo de voo. Essa diferença se deu em função

de uma pequena diferença de ganhos das curvas V/T utilizadas nos dois modelos (-180mV/°C ao invés de -139mV/°C). O efeito desta variação de ganho das curvas V/T foi uma sobrecarga, com consequente efeito de avalanche térmica, conforme se pode notar na Figura 2.13. Nessa figura, podemos ver o comportamento dos dois modelos no teste de termo-vácuo, simulando a ciclagem ocorrida em órbita. O modelo de voo, utilizando o menor ganho, dispara sua temperatura, atingindo o limite de 10°C após 4 ciclos de carga e descarga.

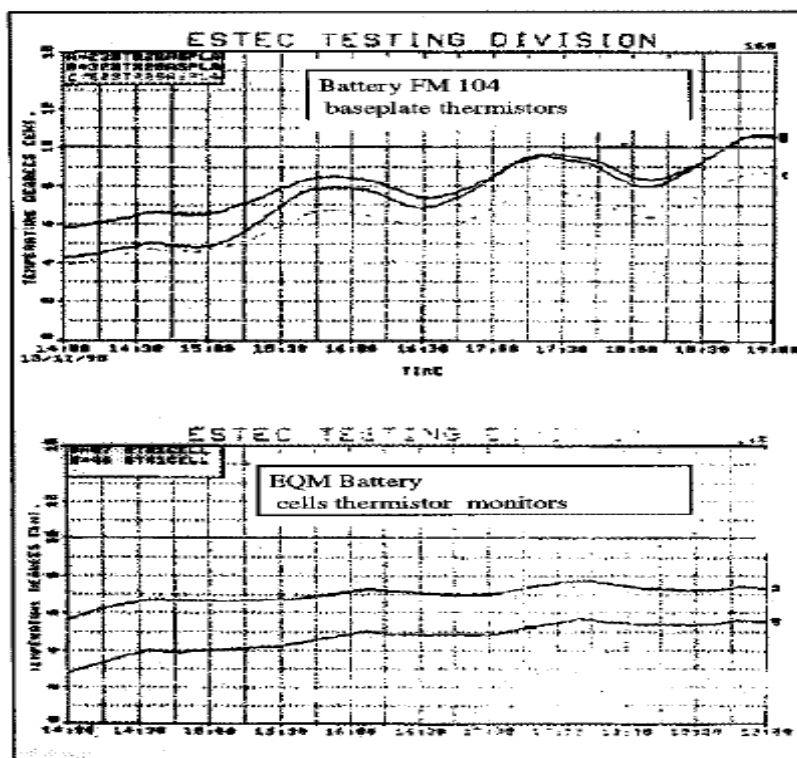


Figura 2.13 – Avalanche térmica do modelo de voo (gráfico superior) e comportamento normal (gráfico inferior) durante testes.

Fonte: (De Biasi & Galantini, 1998).

Outras técnicas também foram utilizadas no sentido de monitorar o possível início de desenvolvimento de avalanche, patenteadas em (Benham, Clark, & Stovall, 1978).

No histórico dos satélites CBERS1&2, modelos para controle térmico do compartimento da bateria foram desenvolvidos (Leite & Almeida, 1992). Anos mais tarde, (Leite, 1996) apresentou os resultados do teste de balanço térmico do compartimento da bateria, visando validar seu modelo, e descreveu um disparo de avalanche térmica conforme relatado na Figura 2.14.

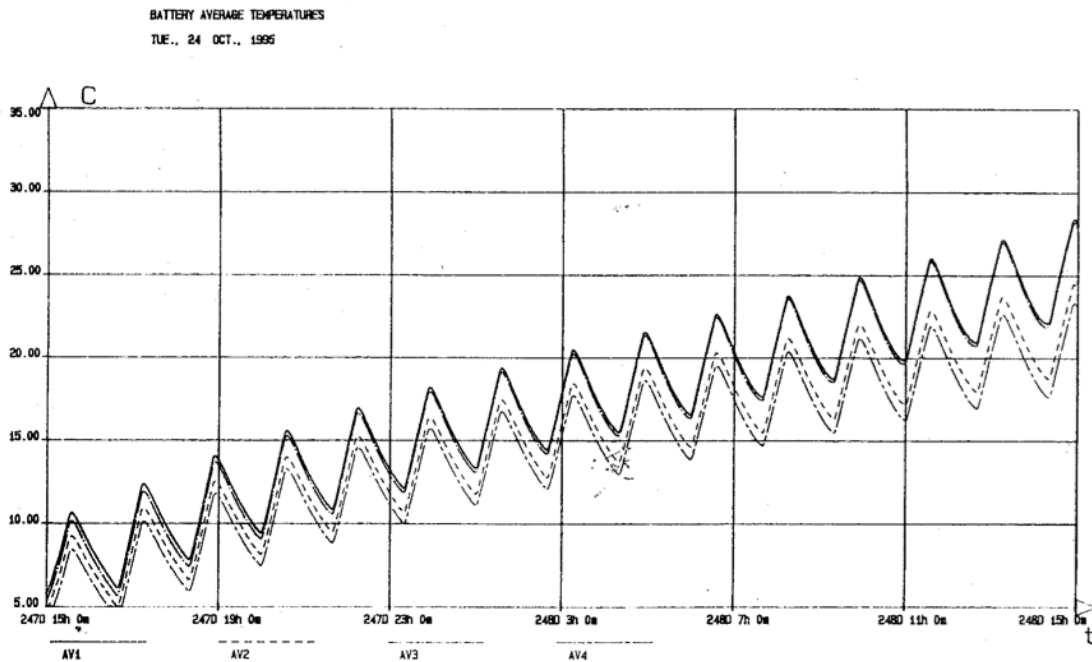


Figura 2.14 – Avalanche durante teste de balanço térmico do satélite CBERS1&2.

Fonte: (Leite, 1996)

De modo geral, avalanches térmicas são explicadas como um desbalanceamento energético, quando o sistema não consegue retirar energia na mesma taxa em que ela é injetada. Uma descrição matemática e a modelagem desse processo podem ser vistos em (Eicke, 1962) e (Szpak & Gabriel, 1987), considerando uma carga de corrente constante seguida de uma queda exponencial da corrente (modo tensão constante). Contudo, os autores consideram apenas o final de carga da bateria, e não avalia o balanço energético ao longo de uma ciclagem de carga e descarga.

No caso do presente trabalho, a curva característica descrita na Figura 2.2 desempenha um papel fundamental na estabilidade do sistema, pois nela está inserido um mecanismo de realimentação positiva e, conseqüentemente, o desbalanceamento energético. À medida que a temperatura aumenta, menos eficiente se torna o processo de carga, antecipando o instante em que o modo de sobrecarga começa a prevalecer. E, uma vez que o processo tenha se tornado menos eficiente, mais calor é transferido e assim um círculo vicioso pode se iniciar, fazendo com que a energia térmica não seja retirada da bateria à mesma taxa em que é inserida. Esse mecanismo será discutido com maior detalhe nos capítulos subsequentes.

3 FORMULAÇÃO DO PROBLEMA E ABORDAGENS PARA SUA SOLUÇÃO

Neste capítulo, pretendemos identificar como abordar os agentes causadores de avalanche térmica em um sistema de carga e descarga de baterias em satélites artificiais. Para atingir este objetivo, iremos atacar o problema por meio de teoria, simulação e dados de voo do satélite CBERS2. Ao entender aqueles mecanismos, pretendemos estabelecer uma nova métrica que indique a margem de estabilidade do sistema, do ponto de vista térmico.

3.1. Formulação

O fenômeno de avalanche térmica, conforme já discutido em capítulos anteriores, resulta de um desbalanceamento energético, quando calor é fornecido a um sistema numa taxa maior do que a que ele pode dissipar. No caso de um sistema de carga e descarga de baterias, pesquisas apresentadas no segundo capítulo (Ratnakumar, Timmerman, & Di Stefano, 1996) (Scott & Rusta, 1979) mostraram que a sobrecarga provocada por um carregador baseado no método de tensão constante limitada é um mecanismo disparador de avalanche para o caso de baterias que possuem tensão de célula com coeficiente negativo por temperatura.

No presente trabalho, queremos ir além dessa condição específica descrita na literatura e verificar a existência de condições mais gerais que possam causar a avalanche não só em sistemas baseados em baterias *Nickel-Cadmium*, mas para qualquer tipo de tecnologia. Assim, adotaremos as seguintes hipóteses, procurando verificá-las por meio das abordagens discutidas nas seções seguintes:

- a) **Hipótese 1:** É possível desenvolver um modelo geral, baseado em princípios macroscópicos, que descreva com fidelidade o comportamento de tensão e temperatura da bateria em um sistema de carga e descarga de satélites.

- b) **Hipótese 2:** A eficiência de carga contribui para o aumento da transferência de calor durante a sobrecarga de uma bateria, qualquer que seja a tecnologia, podendo contribuir, conjuntamente com outros fatores, para o disparo de avalanche térmica.
- c) **Hipótese 3:** A degradação da capacitância de *double-layer* do modelo elétrico leva a bateria à condição de sobrecarga, podendo contribuir, conjuntamente com outros fatores, para o disparo de avalanche térmica.
- d) **Hipótese 4:** Modos de emergência de um satélite, quando apontam painéis solares mais diretamente para o Sol e diminuem o consumo das cargas, disparam avalanches térmicas sob determinadas condições dos parâmetros definidos nas hipóteses 2 e 3.
- e) **Hipótese 5:** É possível estabelecer uma nova métrica que indique, a partir de uma forma gráfica, a margem de estabilidade do sistema quanto à possibilidade de se disparar avalanche térmica.

3.2. Abordagens

3.2.1. Teoria

O primeiro passo será o desenvolvimento de um modelo matemático que possa prover soluções analíticas das grandezas elétricas e térmicas do sistema de carga e descarga.

Quando não for possível obter soluções analíticas, o problema será abordado de forma numérica ou através do uso de ferramentas gráficas que permitam o estudo das soluções das equações diferenciais, **sem** a necessidade de resolvê-las.

Para se realizar a ligação dos fenômenos elétricos e térmicos deve-se fazer uso de princípios gerais, como a Primeira Lei da Termodinâmica, garantindo,

assim, generalidade ao modelo, permitindo fácil ajuste para diversos tipos de tecnologia de baterias.

A trajetória no tempo da temperatura da bateria deverá ser investigada quanto à existência de periodicidade e desenvolvimento de ciclos-limite. Sua solução deverá ser transformada do espaço contínuo no tempo para um espaço amostrado de modo a permitir o uso da ferramenta Mapa de Poincaré, a partir da qual será deduzida uma métrica que indique a margem de estabilidade térmica do sistema.

3.2.2. Simulação

A simulação do modelo proposto deverá ser realizada com o software Matlab/Simulink, considerando sua grande disponibilidade e existência de uma vasta biblioteca de blocos funcionais pré-definidos e bastante úteis na construção deste tipo de modelo. Deverá existir um arquivo de configuração geral que defina os principais parâmetros do sistema de modo a facilitar as diversas análises a serem realizadas.

3.2.3. Dados de voo

Embora o modelo desenvolvido seja geral para vários tipos de tecnologia de baterias, poucos dados estão disponíveis na literatura contra os quais possamos comparar nossos resultados de simulação.

No entanto, temos uma vasta fonte de dados provenientes do satélite CBERS2 ao longo de mais de três anos de vida útil que podem ser utilizados como estudo de caso. Embora o uso de baterias de *Lithium-Ion* em satélites de órbitas baixas seja uma tendência atual, a tecnologia de *Nickel-Cadmium* ainda encontra um grande número de aplicações, dada sua capacidade de resistir a um elevado número de ciclos, prolongado armazenamento em solo, além de possuir um grande histórico de confiabilidade (Scott & Rusta, 1979), justificando assim o uso desses dados de voo.

Além disso, consideramos não haver perda de generalidade ao se utilizar os dados de voo do satélite CBERS2, uma vez que o modelo pode ser facilmente adaptado, com um mínimo de alteração de parâmetros, para futuras missões com qualquer tipo de tecnologia de baterias e de controladores.

3.3. Requisitos da solução a ser proposta

O modelo a ser proposto deve se basear em princípios bastante gerais, como a Primeira Lei da Termodinâmica, e assim permitir o entendimento do sistema sob um ponto de vista macroscópico e, dessa forma, poder adaptá-lo para outros tipos de tecnologia, com um mínimo de alteração de parâmetros, ao contrário de alguns modelos apresentados na seção 2.2, que se aplicam a casos específicos. Esse modelo precisa ser capaz de prever propriedades elétricas e térmicas da bateria. Além disso, é necessário que o modelo desenvolvido permita que a bateria seja analisada não somente como um componente isolado, mas integrado ao seu sistema de carga e descarga. E, com isso, analisar o fenômeno de avalanche térmica que emerge dessa união, podendo causar falha catastrófica e comprometer o cumprimento da missão.

Assim, para o caso em estudo neste trabalho, o fenômeno de avalanche térmica deve ser analisado não somente pela bateria isolada ou pelo conjunto bateria/carregador, mas devido a um contexto ainda maior, não relatado em nenhuma das referências pesquisadas, e que leva em conta a órbita do satélite, o método de carga utilizado, a degradação de parâmetros ao longo da vida útil e seus Modos de Operação.

4 TEORIA E ANÁLISES INDIVIDUAIS

Este capítulo detalha os componentes constituintes de um sistema de carga e descarga de baterias em satélites, apresentando o modelo utilizado para a bateria, considerando os fenômenos térmicos, elétricos, químicos, orbitais e lógicos, de uma maneira predominantemente macroscópica. Em seguida, apresenta-se uma solução da trajetória da temperatura da bateria, utilizando métodos gráficos e numéricos.

4.1. Detalhamento do sistema

Tomando como referência a topologia genérica da Figura 1.1, iremos agora descrever as características internas de alguns dos equipamentos do sistema ali apresentado. Este detalhamento se aplica a qualquer tipo de suprimento de energia de satélites, uma vez que as funções básicas que serão apresentadas adiante são sempre necessárias na operação deste tipo de sistema.

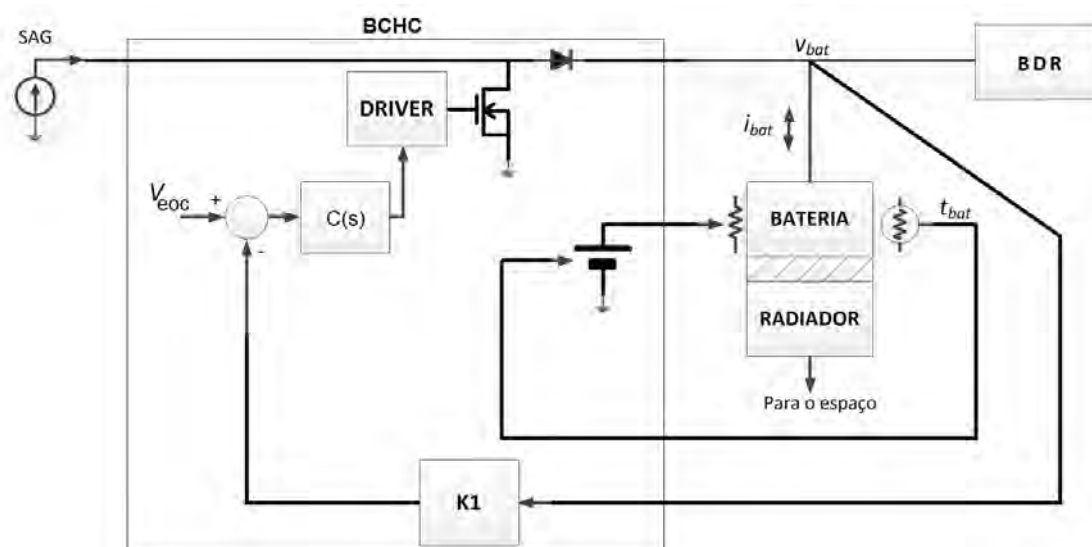


Figura 4.1 – Detalhamento de um sistema de carga e descarga em satélites.

Temos, então, na Figura 4.1, que o equipamento BCHC é responsável por duas funções vitais, a saber: o controle de carga da bateria e o fornecimento de aquecimento para a bateria. Para realizar a primeira função, a tensão da

bateria é realimentada e comparada com uma referência V_{eoc} , que pode ser dependente ou não da temperatura, conforme o tipo de tecnologia de bateria a ser utilizada. O sinal de erro proveniente dessa comparação serve de entrada a um controlador que, atuando por meio de um *driver* sobre uma chave, faz com que esta ligue ou desligue o gerador solar, controlando assim a corrente de carga da bateria.

A função de aquecimento, também realizada pelo BCHC, em geral é implementada por meio de uma fonte de tensão que, recebendo a informação de temperatura da bateria, aplica a tensão necessária a um resistor (*heater*) montado sobre a bateria. A potência entregue a esse *heater* é proporcional ao quadrado da tensão de saída da fonte.

Enquanto o BCHC realiza a carga elétrica da bateria durante o período solar, durante o eclipse a descarga é realizada por meio do equipamento BDR. A função de aquecimento é sempre realizada, independentemente de o satélite estar no período solar ou no eclipse.

Retornando ao detalhamento do sistema, a atenção se volta para a modelagem interna do equipamento bateria. Sabe-se que à medida que se dá o processo de carga e descarga, fenômenos elétricos e térmicos acontecem internamente neste componente. A partir de agora, necessário se faz entender melhor tais efeitos e buscar um modelo que os explique de forma satisfatória.

4.1.1. Modelo elétrico

Para representar os fenômenos elétricos, usaremos o modelo apresentado na Figura 2.5. Considerando que a fonte de corrente utilizada na carga, proveniente do gerador solar, é constante, a variação de tensão no capacitor C_e terá um comportamento linear, o que se aproxima bastante do comportamento linear observado na tensão da bateria tal como mostrado na Figura 1.2. O modelo elétrico é aqui novamente representado por uma rede *RC* que responde por uma grande quantidade de propriedades observadas em baterias.

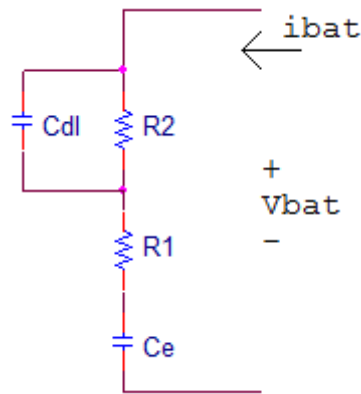


Figura 4.2 – Modelo elétrico.

Nesse modelo, a capacitância C_e modela a força eletromotriz e a capacidade de carga da bateria, as resistências R_1 e R_2 simulam a resistência interna e o capacitor C_{dl} responde pelos fenômenos de *double-layer* apresentado no capítulo anterior. Nesse modelo, deve ser definida a condição inicial de tensão do capacitor C_e de modo a garantir que a tensão mínima da variável v_{bat} esteja compatível com as tensões reais de operação em voo.

Dessa forma, o modelo elétrico é um sistema de segunda ordem e linear, cuja trajetória tem dinâmica descrita pela Equação (4.1).

$$\dot{\mathbf{x}}_e(t, t_0, \mathbf{x}_{e0}) = \dot{\mathbf{x}}_e = \mathbf{A}\mathbf{x}_e + \mathbf{b}i_{bat} \quad (4.1)$$

em que

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{R_2 C_{dl}} \end{bmatrix}; \mathbf{b} = \begin{bmatrix} \frac{1}{C_e} \\ \frac{1}{C_{dl}} \end{bmatrix}; \mathbf{x}_e = \begin{bmatrix} v_{Ce} \\ v_{C_{dl}} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

A tensão da bateria, por sua vez, pode ser expressa como

$$v_{bat} = [1 \quad 1]\mathbf{x}_e + R_1 i_{bat} \quad (4.3)$$

Estas equações podem ser visualizadas por meio do diagrama de blocos apresentado na Figura 4.3, o qual será utilizado posteriormente na simulação dos efeitos elétricos.

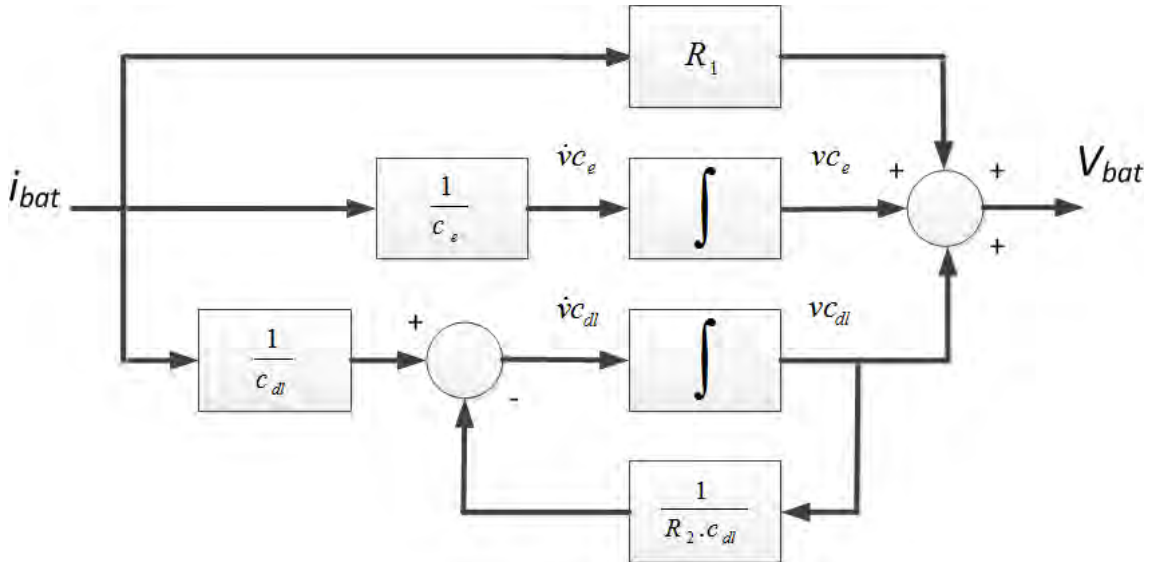


Figura 4.3 – Diagrama de blocos do modelo elétrico.

4.1.2. Modelo lógico-orbital

A condição orbital do satélite, que o coloca alternadamente no período solar e em eclipse, cria uma excitação periódica na entrada do modelo elétrico apresentado acima. Neste caso, durante o período solar, a corrente de entrada do modelo é positiva, realizando a carga da bateria. Já durante o eclipse, ela se torna negativa, provocando a sua descarga. Assim, tomando a Figura 4.4 como referência, dizemos que durante o período solar a corrente da bateria é a corrente proveniente do BCHC (i_{BCHC}) e durante o eclipse a corrente da bateria é a corrente de entrada do BDR (i_{BDR}).

Para contemplar esta situação, definimos a seguinte variável *booleana*

$$\delta(t) = \begin{cases} 1 & \text{se } 0 < t < T_s \\ 0 & \text{se } T_s < t < T \end{cases} \quad (4.4)$$

em que o intervalo $(0, T_s)$ representa o período solar e o intervalo (T_s, T) , o período de eclipse. Essa variável *booleana* é, portanto, periódica com período igual a T . Dessa forma, podemos definir o modelo lógico na Figura 8.

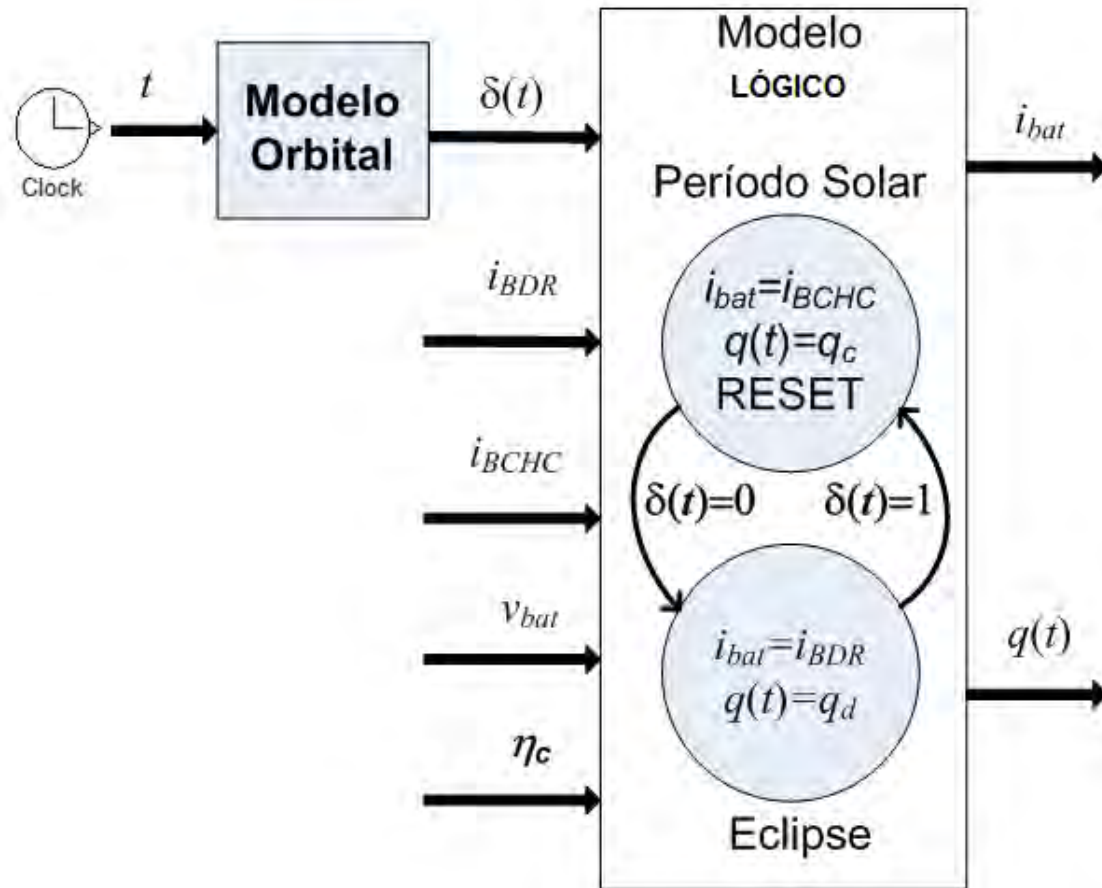


Figura 4.4 – Modelo lógico.

Portanto, à medida que se sucedem os ciclos de período solar e eclipse, essa máquina de estados finitos é responsável por criar uma excitação periódica na entrada do modelo elétrico. Devido às características endotérmicas e exotérmicas do processo de carga e descarga da bateria, esta excitação, por sua vez, faz surgir a troca de calor devido ao processo de carga (q_c) e a troca de calor devido ao processo de descarga (q_d) internamente à bateria, forçando-a a esquentar e esfriar alternadamente, conforme será explicado na seção seguinte, a partir da qual ficará mais claro o significado das entradas, saídas e parâmetros utilizados neste modelo lógico-computacional. O importante a

ressaltar aqui é que a construção de cada um dos modelos irá seguir uma didática que permitirá, ao fim de seus respectivos desenvolvimentos, um acoplamento exato entre eles, no qual todas as saídas e entradas estarão mutuamente relacionadas.

4.1.3. Modelo térmico

O controle térmico da bateria é uma das funções vitais de um satélite, pois sua operação dentro de limites adequados é a garantia de uma vida útil prolongada (Scott & Rusta, 1979). Além disso, temperaturas mais baixas tornam o processo de carga mais eficiente (Ford, Rao, & Yi, 1994) (Ratnakumar, Timmerman, & Di Stefano, 1996). Esse controle é feito, normalmente, por meio de um aquecedor, ou fonte de calor, proveniente do BCHC, e de um radiador, ou dreno de calor, conforme a necessidade em cada fase da missão. No entanto, a maioria das referências apresentadas até aqui não menciona as interfaces térmicas relacionadas com a bateria para o caso de um sistema de carga e descarga em satélites.

Neste tipo de aplicação, é sabido que a operação da bateria em temperaturas na faixa de zero a dez graus Celsius garante uma maior longevidade da mesma (Ford, Rao, & Yi, 1994). Portanto, para todo tipo de satélite, a bateria não é um sistema térmico isolado. Ela interage com um controle térmico que, ao mesmo tempo em que provê aquecimento por meio de *heaters*, também realiza a drenagem de calor, jogando o excesso para o espaço por meio de radiadores. Iremos aqui cobrir essa lacuna, considerando todos aqueles elementos acoplados e interagindo uns com os outros, conforme explicaremos a seguir, tomando como referência o diagrama da Figura 4.4.

Nesse diagrama, o aquecimento da bateria provém do bloco BHC (*Battery Heating Controller*). Esse bloco é parte integrante do equipamento BCHC apresentado na Figura 1.1. Conforme já dito, consiste de uma fonte de tensão, fornecendo potência a um resistor (*heater*). Essa é uma fonte de calor externa à bateria. Por outro lado, existe também uma fonte interna de calor decorrente

das reações endotérmicas e exotérmicas que se sucedem à medida que o satélite orbita e os ciclos de carga e descarga se realizam. A bateria, por sua vez, é montada sobre um radiador e uma resistência térmica se desenvolve nessa interface, identificada no diagrama pela região hachurada. O radiador, por sua vez, drena esse calor para o espaço através de radiação, ao mesmo tempo em que recebe aportes de calor provenientes do albedo da Terra, emissão própria da Terra, do Sol e influências devido à posição orbital.

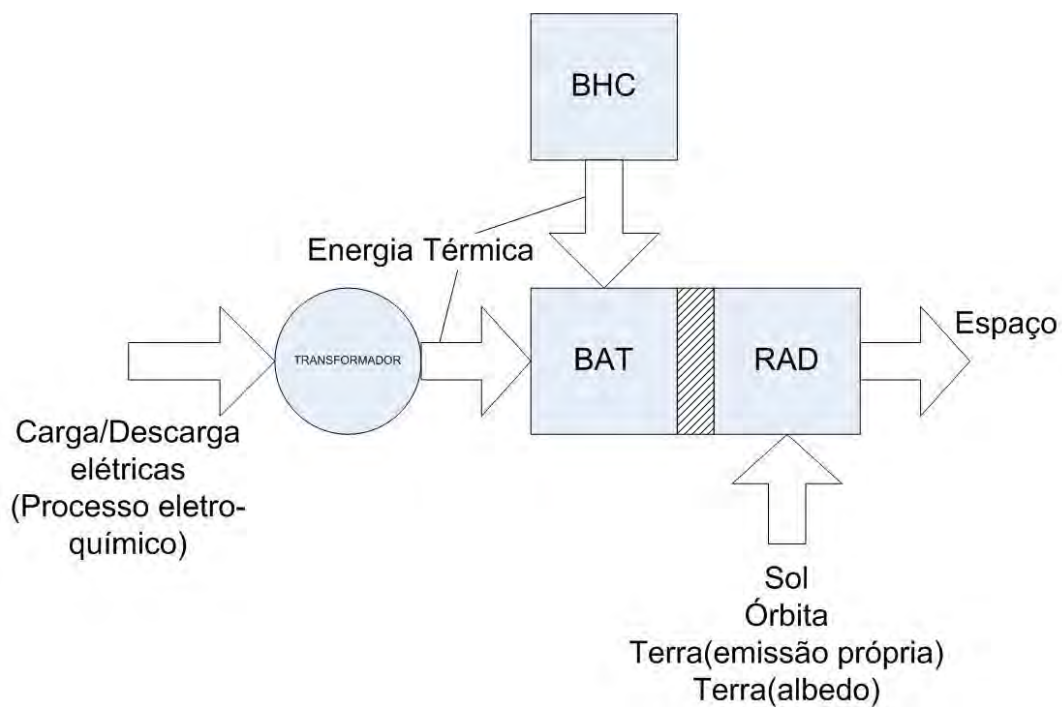


Figura 4.5 – Diagrama térmico de fluxos de calor.

Uma vez entendido como se dão os fluxos de calor no sistema, usaremos o artifício descrito em (Scott & Rusta, 1979), empregando o equivalente elétrico de um sistema térmico. Assim, uma capacidade térmica em $J/^{\circ}C$ é aqui representada por um capacitor elétrico. Igualmente, resistências térmicas em $^{\circ}C/W$ são representadas por resistores elétricos (Ver Apêndice B). Fontes e drenos de calor em watts são representados por fontes de corrente elétrica. Fazendo, então, o equivalente elétrico do diagrama térmico apresentado na Figura 4.5, chegamos ao circuito da Figura 4.6.

Temos que nesse modelo térmico de parâmetros concentrados, a fonte interna de calor, decorrente da carga e descarga, é representada pela fonte de corrente $q(t)$. Vale ressaltar que a variável independente t é aqui utilizada para representar o tempo, enquanto a temperatura da bateria é representada pela variável $x=t_{bat}$.

As fontes de aquecimento e drenagem de calor da bateria são funções da temperatura da mesma. No caso do aquecedor, a potência fornecida provém de uma fonte de tensão aplicada a uma resistência, o que faz com que a fonte f_h tenha um comportamento quadrático. No entanto, se a temperatura da bateria passar de um limite máximo, a fonte para de aplicar potência. Se a temperatura da bateria cair abaixo de um limite mínimo, a potência é limitada num determinado patamar (Figura 4.7 inferior).

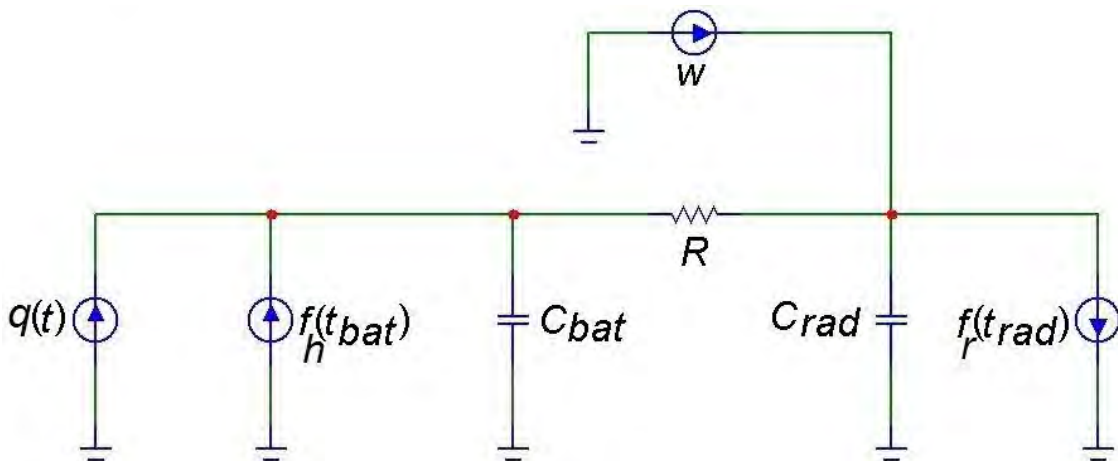


Figura 4.6 – Equivalente elétrico de segunda ordem do sistema térmico.

Já a drenagem de calor realizado pelo radiador obedece à lei de Boltzmann, com a potência radiada sendo proporcional à quarta potência da temperatura em Kelvin (Figura 4.7 superior e Apêndice B).

Como essas funções não são lineares, podemos classificar a planta térmica como de segunda ordem, não linear, não homogênea e híbrida, tendo este

último termo o significado de que a dinâmica é estruturalmente variável, uma vez que a fonte de calor de aquecimento muda sua característica, dependendo da faixa de temperatura em que o sistema se encontra.

Observando a Figura 4.6, podemos fazer uso de um artifício de modelagem para reduzir a ordem do sistema. A hipótese aqui considerada para esse fim é a de que a resistência térmica entre a bateria e o radiador é muito pequena e, portanto, a temperatura da bateria é praticamente igual à do radiador, transformando o conjunto bateria/radiador numa capacitância térmica concentrada. Essa hipótese é plausível, já que o contato térmico entre a base da bateria e o radiador é bastante efetivo devido a rigorosos requisitos que fazem com que a base da bateria seja a mais plana possível, garantindo, assim, uma ótima condução de calor. Eventuais imperfeições e rugosidades são cobertas pelo uso de graxa térmica, que melhora a condução nos vazios deixados por imperfeições microscópicas.

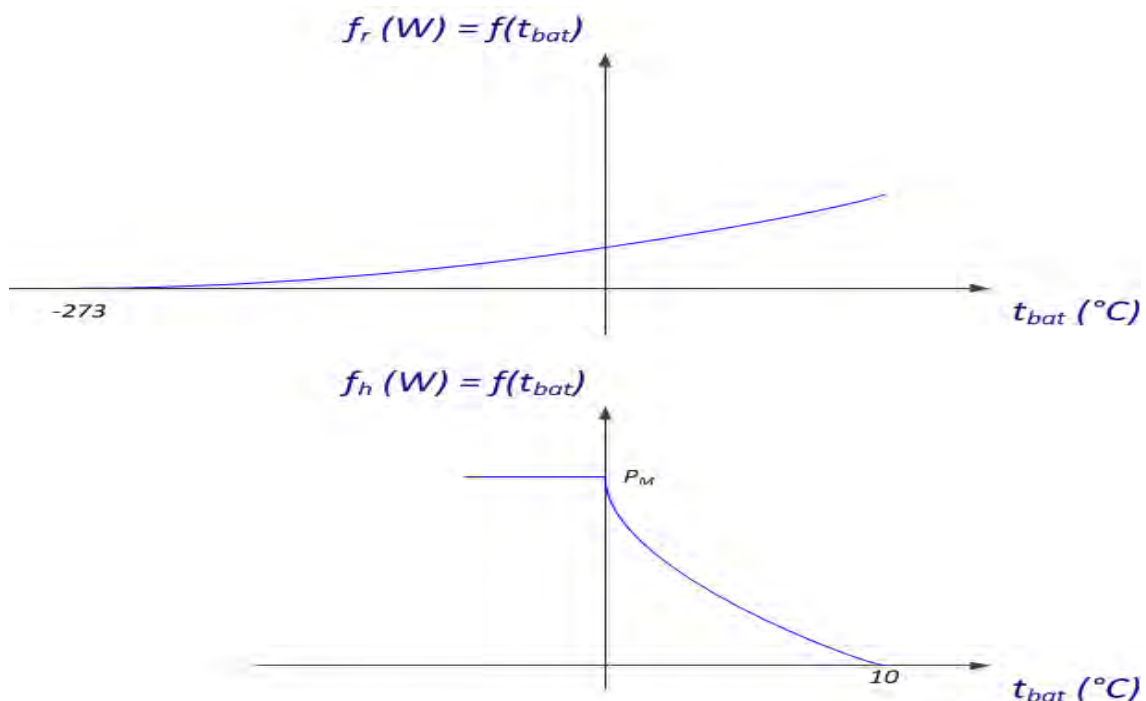


Figura 4.7 – Fontes de aquecimento (f_h) e drenagem (f_r) de calor.

Tomando, então, a Figura 4.8 como referência, a capacitância C_{bat} representa a capacidade térmica do conjunto bateria/radiador, o aquecedor é representado pela fonte $f_h(t_{bat})$ e a drenagem, realizada pelo radiador, é identificada pela fonte $f_r(t_{bat})$. A variável de estado, neste caso, é a temperatura da bateria, correspondente, no sistema elétrico, à tensão sobre o capacitor.

Feitas essas considerações, utilizaremos o modelo da Figura 4.8. Neste caso, trata-se de uma simplificação um pouco maior com relação à parte elétrica, pois este modelo de parâmetros concentrados não corresponde exatamente à realidade do sistema, em que a extensão e dimensão da bateria e radiador, para uma maior precisão, exigiriam o uso de equações diferenciais parciais para descrever o valor de temperatura em diversos pontos desses equipamentos, identificando os diversos gradientes de temperatura existentes. No entanto, considera-se a presente simplificação suficiente para o objetivo deste trabalho. Essas condições serão discutidas com maiores detalhes quando, nos capítulos seguintes, compararmos resultados de simulação com dados de voo e verificarmos a validade desta escolha.

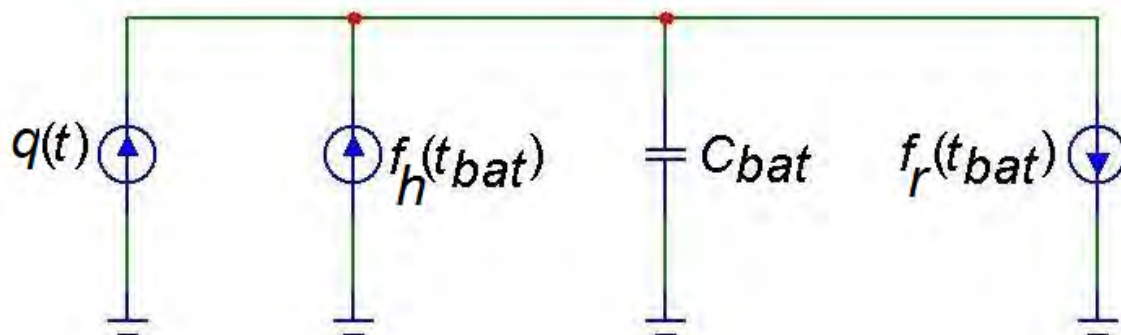


Figura 4.8 – Equivalente elétrico de primeira ordem do sistema térmico.

A entrada da planta térmica é o calor $q(t)$ proveniente da excitação periódica do modelo lógico, a qual fornece o calor correspondente ao período solar e de eclipse. A saída é a temperatura da bateria. A dinâmica do modelo térmico é, portanto, descrita pela Equação 4.5.

$$\dot{x} = \frac{1}{C_{bat}} f(x) + \frac{1}{C_{bat}} q(t) \quad (4.5)$$

em que

$$x = t_{bat} \text{ (temperatura da bateria)} \quad (4.6)$$

$$f(x) = \begin{cases} f_h - f_r = P_M - k_2(x + 273)^4; & x < 0 \\ f_h - f_r = k_1(x - 10)^2 - k_2(x + 273)^4; & 0 \leq x \leq 10 \\ f_h - f_r = -k_2(x + 273)^4; & x > 10 \end{cases} \quad (4.7)$$

O diagrama de blocos correspondente pode ser visto na Figura 4.9.

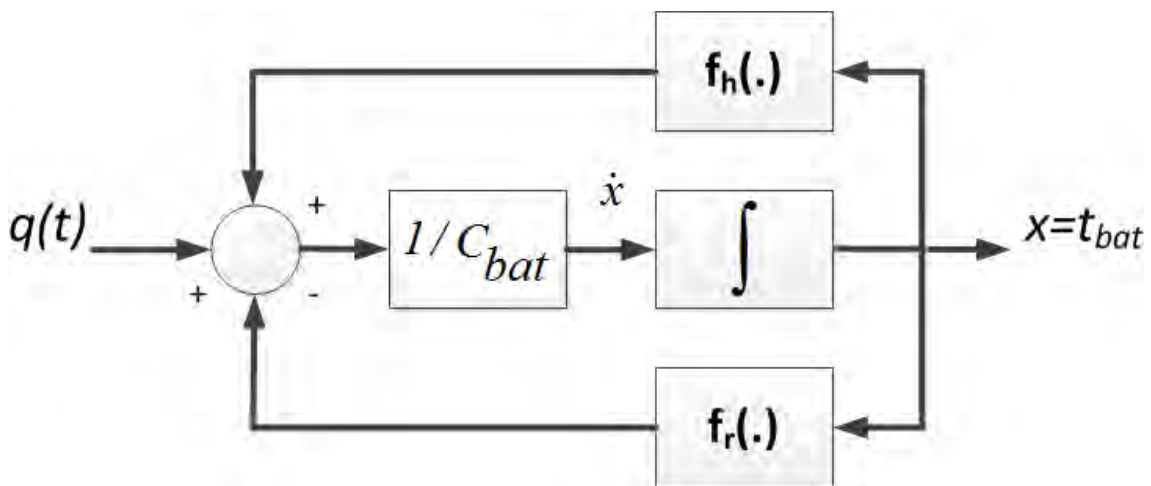


Figura 4.9 – Diagrama de blocos do modelo térmico.

Devido à excitação periódica decorrente do modelo lógico, a planta térmica é descrita por uma equação diferencial não autônoma em que a função $q(t)$ na Equação 4.5 tem a propriedade adicional de ser periódica em t com período igual à duração de uma órbita, sendo possível escaloná-la em t de modo que essa função se torne do tipo 1-periódica com período igual a 1. Devido à periodicidade de $q(t)$, as soluções da Equação 4.5 possuem certas propriedades que são úteis em se determinar o comportamento assintótico das soluções, através do uso de um método conhecido como Mapa de Poincaré, conforme será discutido mais adiante.

4.1.4. Acoplamento termo-elétrico-químico

Nosso primeiro passo no entendimento dos fenômenos termoelétricos será a identificação do que é causa e do que é efeito neste sistema. Assim, tomando como referência os modelos apresentados nas seções anteriores, podemos observar que a entrada do modelo elétrico é a corrente na bateria e a saída é a tensão da bateria. A entrada do modelo térmico é o calor transmitido pelo processo de carga e descarga e a saída é a temperatura da bateria.

No caso do modelo elétrico, é importante frisar que o termo “entrada” está mais relacionado a “causa” do que com o fluxo desta variável, já que, neste caso, a corrente pode ser positiva (entrando na bateria) ou negativa (saindo da bateria). O importante é entender que num sentido ou no outro a corrente da bateria é o fator que desencadeia uma série de processos eletroquímicos, cujos efeitos se manifestam nas variações de temperatura.

O modelo lógico, excitando periodicamente os modelos elétrico e térmico, produz, respectivamente, os efeitos de tensão (v_{bat}) e temperatura (x), os quais são realimentados no modelo lógico para o cálculo do calor gerado internamente à bateria $q(t)$, conforme a Equação 4.8.

$$q(t) = \begin{cases} q_c & \text{se } t \in (0, T_s) \\ q_d & \text{se } t \in (T_s, T) \end{cases} \quad (4.8)$$

Na Equação 4.8, q_c é o calor transferido durante o período solar, compreendido entre os instantes do intervalo $(0, T_s)$, e q_d é o calor transferido durante o período de eclipse, compreendido entre os instantes do intervalo (T_s, T) . Embora os intervalos definidos nessa equação se refiram apenas a uma única órbita do satélite, obviamente a função $q(t)$ é periódica no tempo com período igual a T .

À medida que a bateria passa através dos ciclos de carga e descarga, ela transmite calor com relação à sua vizinhança. Para o caso de *Nickel-Cadmium*, o processo de descarga é exotérmico e o de carga é endotérmico, tornando-se exotérmico próximo do final de carga (Scott & Rusta, 1979). Este comportamento também é observado em baterias de *Lithium-Ion*, conforme

relatado na base de dados disponível em (NASA, 2010), na qual são apresentados testes realizados com esse tipo de bateria, simulando as condições orbitais de um satélite em órbita baixa. Esses dados encontram-se nos gráficos mostrados na Figura 4.10.

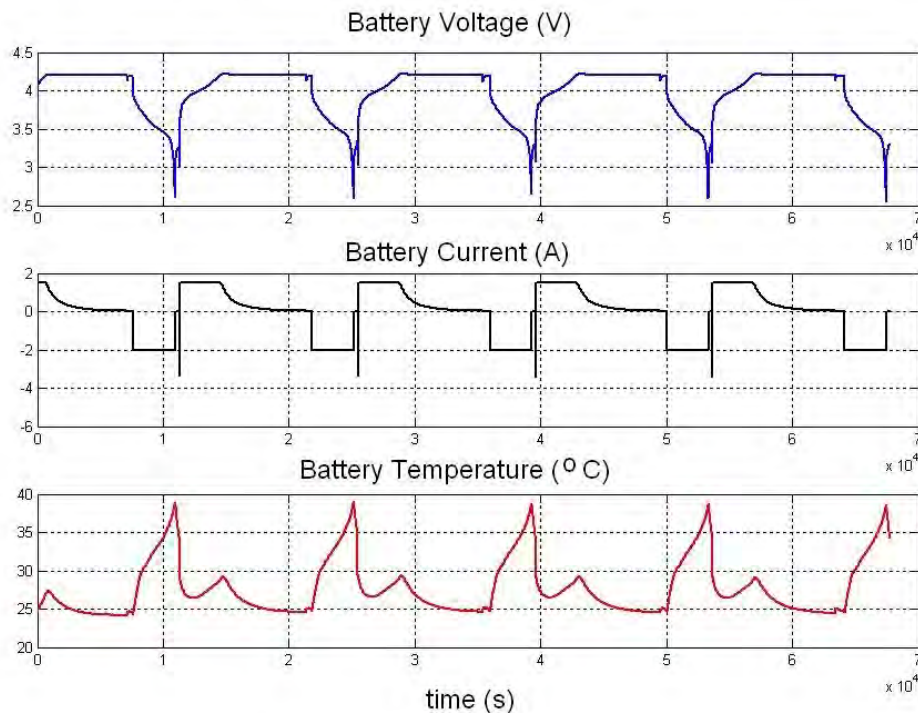


Figura 4.10 – De cima para baixo: Tensão da bateria (V), corrente da bateria (A) e temperatura da bateria (°C).

Fonte: (NASA, 2010).

No modelo considerado neste trabalho, o calor transferido entre bateria e ambiente é representado pela fonte $q(t)$, mostrada na Figura 4.8. A mudança de comportamento durante o processo de carga, quando as reações químicas passam de natureza endotérmica para exotérmica, é extremamente importante neste modelo, visto ser o instante em que a eficiência de carga cai de 100% a 0% rapidamente, fazendo com que toda a energia elétrica fornecida seja convertida em calor, não mais contribuindo para a carga da bateria. Se pensarmos no análogo hidráulico de uma bateria como sendo uma caixa de água, esse é o instante em que a mesma já está cheia e qualquer volume

adicional de água que for colocado irá transbordar, uma vez que o limite máximo da caixa já foi atingido. No caso da bateria, diz-se que nesse instante ela se encontra no modo de sobrecarga. De fato, o que acontece internamente no caso de *Nickel-Cadmium* são reações espúrias, com desprendimento de gás, que em nada contribuem para o armazenamento de energia elétrica, contribuindo apenas para o aumento de pressão interna e calor. Este comportamento da eficiência de carga foi apresentado e discutido no segundo capítulo. A Figura 2.2 mostrou as curvas típicas para o caso *Nickel-Cadmium*.

O calor transferido durante a carga da bateria no período solar, aqui denominado de q_c , é a soma do calor transferido pela carga dos materiais ativos da bateria, q_{c1} , com o calor transferido pela reação de sobrecarga, q_{c2} (Scott & Rusta, 1979). Podemos então escrever:

$$q_c = q_{c1} + q_{c2} \quad (4.9)$$

em que:

$$q_{c1} = -i_{bat}\eta_c\left(\frac{\Delta H}{F} - v_{bat}\right) \quad (4.10)$$

$$q_{c2} = i_{bat}(1 - \eta_c)v_{bat} \quad (4.11)$$

Portanto,

$$q_c = -i_{bat}\left(\eta_c\frac{\Delta H}{F} - v_{bat}\right) \quad (4.12)$$

Estas equações estão baseadas na Primeira Lei da Termodinâmica, da conservação da energia, tornando-as bastante atrativas para este tipo de modelo, que pretende ser geral o suficiente para cobrir qualquer tipo de tecnologia. A Equação 4.11 mostra quanto da potência elétrica fornecida é desperdiçado em calor para uma determinada eficiência de carga. Para a

Equação 4.10, iremos demonstrar como obtê-la a partir de princípios macroscópicos. Para tornar mais didática tal demonstração, consideraremos que o processo de carga está em seu estágio inicial e, portanto, com eficiência igual a 100%. O diagrama visto na Figura 4.11 constitui o desenho ilustrativo do processo de transferência de calor durante a carga.

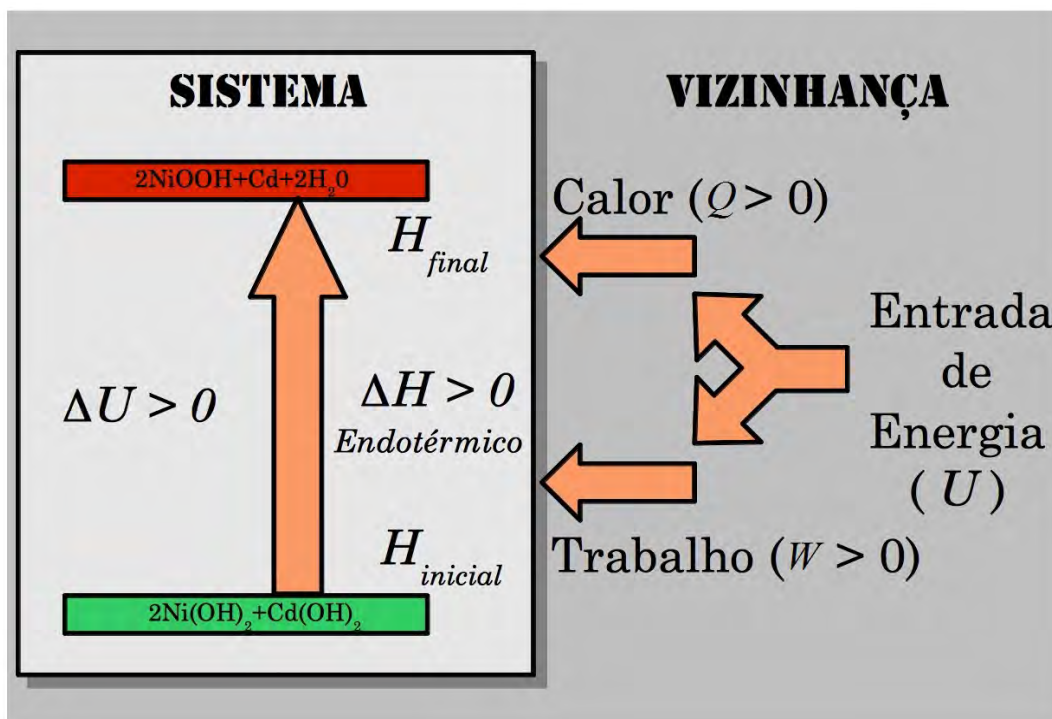


Figura 4.11 – Diagrama da termodinâmica da carga de bateria *Nickel Cadmium*.

Nesse diagrama, o primeiro passo é identificar o que é o sistema e o que é a vizinhança. Por sistema, entenda-se o arranjo molecular interno da bateria, capaz de armazenar energia na forma química. Por vizinhança, entendam-se os circuitos elétricos que se acoplam à bateria, fornecendo ou retirando corrente elétrica, bem como a estrutura física sobre a qual é construída a bateria, cuja modelagem se deu através de uma capacitância térmica, conforme já discutido.

Durante a carga, a energia interna do sistema bateria, em joules, aumenta e o excedente resultante corresponde a uma variação positiva do conteúdo energético do sistema ($\Delta U > 0$). Esse acúmulo de energia se deve à energia elétrica fornecida pelo carregador nos terminais da bateria. Essa energia elétrica é então consumida de duas maneiras: a) na transferência do calor Q , em joules, o qual, neste caso, dada a natureza endotérmica da carga, significa que o sistema está removendo calor da vizinhança; b) na vizinhança, realizando o trabalho W sobre o sistema, elevando a entalpia do arranjo molecular representado pela barra verde para a entalpia do arranjo molecular representado pela barra vermelha ($\Delta H > 0$). Em termos matemáticos, isso significa:

$$dU = dQ + dW \quad (4.13)$$

Portanto:

$$dQ = v_{bat} i_{bat} dt - \frac{\Delta H}{F} d\varphi \quad (4.14)$$

Na equação acima, F é a constante de Faraday, em coulombs/mol de elétrons; e assim, a expressão $\Delta H/F$ tem o significado de variação de entalpia por coulomb, por equivalente molar, uma característica específica para cada tipo de reação. A variável φ representa a quantidade de coulombs injetados na bateria. Portanto, a segunda parcela à direita, na Equação 4.14, tem o significado de variação de entalpia para uma dada quantidade de elétrons injetados. Seguindo a partir desta equação, pode-se escrever:

$$\frac{dQ}{dt} = v_{bat} i_{bat} - \frac{\Delta H}{F} \frac{d\varphi}{dt} = v_{bat} i_{bat} - \frac{\Delta H}{F} i_{bat} \quad (4.15)$$

Assim, conclui-se que o fluxo de calor q (em minúsculo), durante a carga, em watts (W), retirado da vizinhança pelo sistema é dado pela expressão abaixo:

$$q_c = \frac{dQ}{dt} = -i_{bat} \left(\frac{\Delta H}{F} - v_{bat} \right) \quad (4.16)$$

De modo similar (Scott & Rusta, 1979), temos que o calor gerado durante o processo de descarga é dado por:

$$q_d = i_{bat} \left(\frac{\Delta H}{F} - v_{bat} \right) \quad (4.17)$$

Neste caso, a bateria fornece calor à sua vizinhança, fazendo com que a Equação 4.17 tenha a mesma expressão da Equação 4.16, porém com sinal trocado. O significado disso no modelo aqui utilizado é que a fonte de calor $q(t)$ da Figura 4.8 retira calor da capacitância C_{bat} durante a carga e injeta durante a sobrecarga e descarga.

4.1.5. Modelo termo-químico

Os fenômenos químicos, como os mecanismos que determinam a eficiência de carga, tal como apresentados na Figura 2.2, serão modelados pelo bloco “Modelo Termo-Químico”, cujo detalhamento interno pode ser visto na Figura 4.12. A eficiência de carga desempenha um papel fundamental na estabilidade do sistema, uma vez que possibilita um caminho de realimentação positiva, conforme ficará mais claro adiante.

O bloco “Modelo Termo-Químico” possui duas entradas, a saber: a temperatura e corrente da bateria e uma saída, a eficiência de carga. A cada início de um período solar, um sinal de reset reinicia o integrador mostrado na figura e começa a calcular a carga ou ampère-hora injetado na bateria.

O parâmetro C_a representa, por sua vez, o ampère-hora retirado da bateria, no período de eclipse imediatamente anterior ao período iluminado em questão. Dessa forma, quando o ampère-hora fornecido se iguala ao parâmetro C_a , dizemos que a *Recharge Ratio* é igual a 1, ou que atingimos o estado de 100% carregada (SOC=100%). Este é o instante em que a eficiência de carga cai abruptamente. No entanto, é preciso levar em conta o efeito da temperatura, já discutido e apresentado na Figura 2.2, o qual antecipa o momento da queda de eficiência de carga, de forma que quanto maior for a temperatura, menor é o

estado de carga para o qual a eficiência cai repentinamente. O ganho que define essa relação será dado pelos parâmetros τ_1 , τ_2 e T_b .

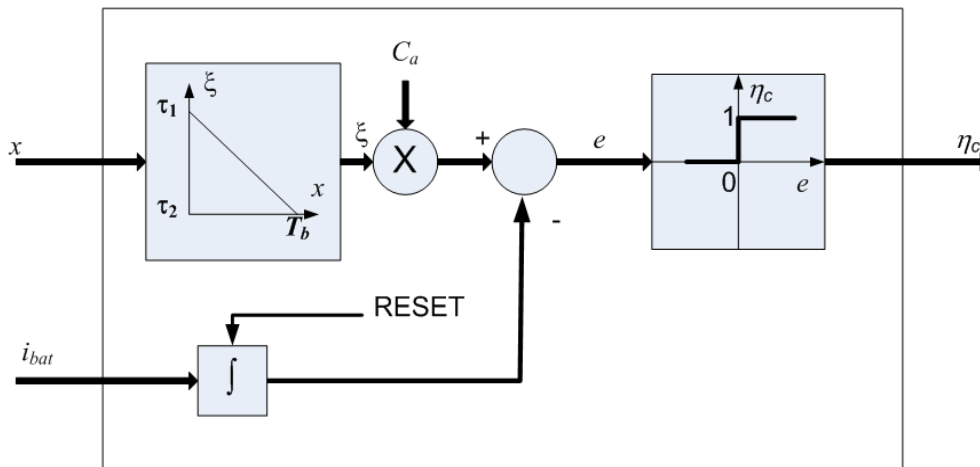


Figura 4.12 – Modelo termo-químico (eficiência de carga).

4.2. Modelo termo-elétrico-químico-orbital-lógico (TEQOL)

Juntando os modelos desenvolvidos anteriormente, chegamos ao diagrama apresentado na Figura 4.13. A mesma informação também pode ser vista no diagrama de blocos, tal como apresentado na Figura 4.14, numa linguagem gráfica mais próxima da teoria de controle. Nesta figura, o bloco identificado como “seletor” emula a função desempenhada pelo modelo orbital-lógico que, recebendo a variável booleana $\delta(t)$, altera o calor transferido, conforme o satélite se encontra no modo eclipse ou no modo período solar. O modelo térmico é destacado em amarelo e o termo-químico, em laranja. O caminho entre a saída do modelo térmico, passando pelo termo-químico, contém uma realimentação positiva da temperatura, sob certas condições. Por exemplo, começando a partir da saída da planta térmica, vemos que um aumento de x diminui o valor de ξ , que por sua vez diminui o erro e , cujo valor, se cruzar o nível 0, diminuindo a eficiência de carga, irá desencadear aumento do calor de sobrecarga com conseqüente aumento da variável dx/dt , criando-se assim um círculo vicioso.

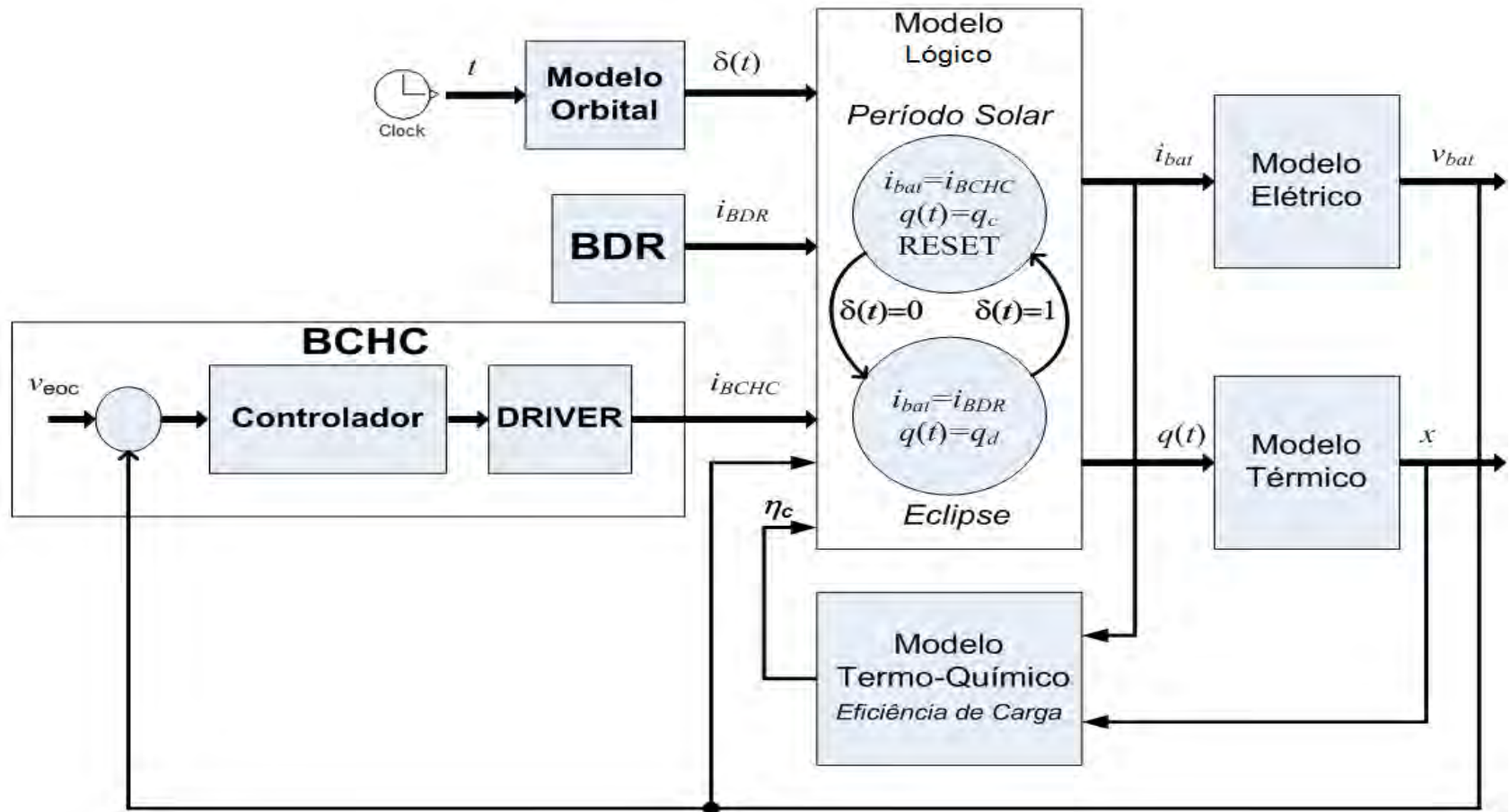


Figura 4.13 – Modelo termo-elétrico-químico-orbital-lógico. (TEQOL)

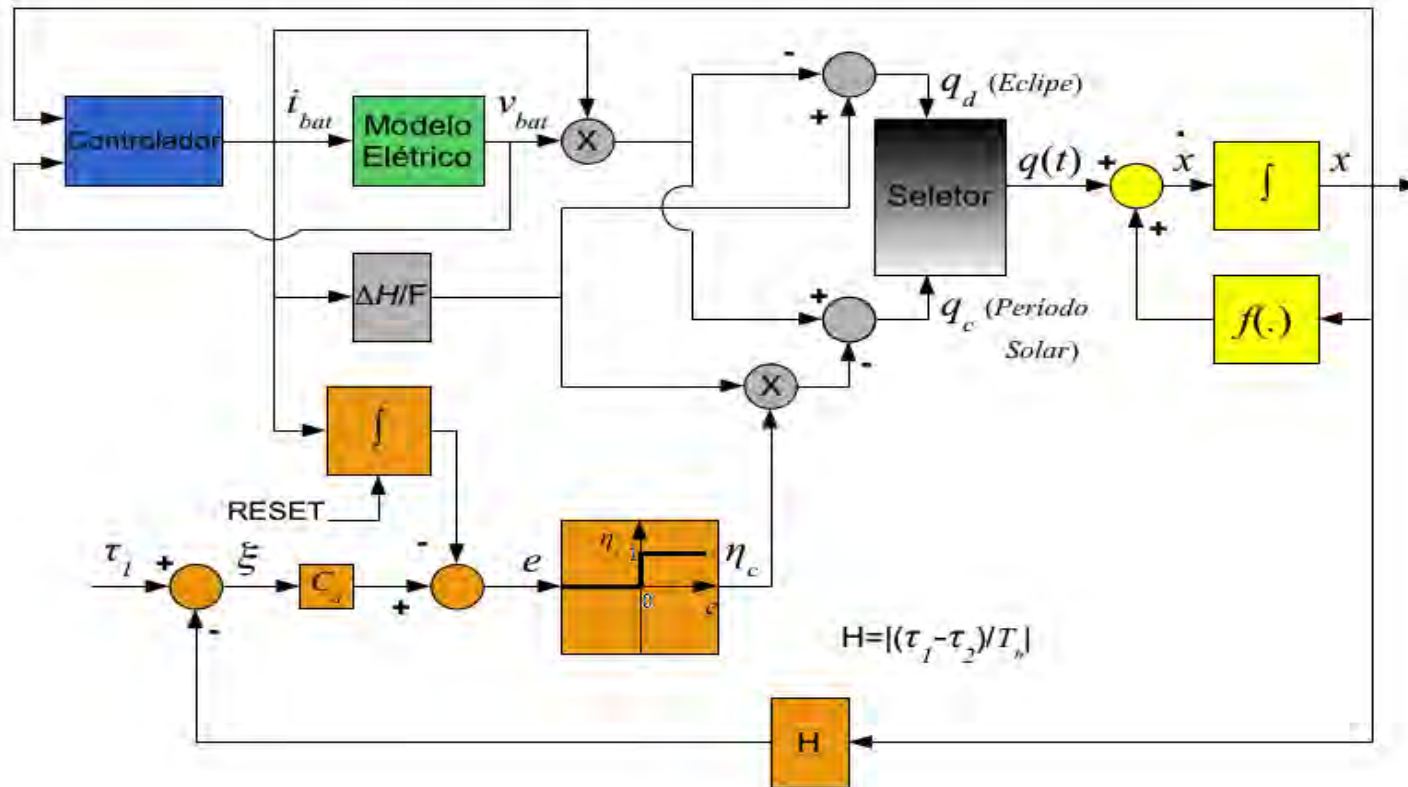


Figura 4.14 – Diagrama de blocos do modelo termo-eléctrico-químico-orbital-lógico (TEQOL).

4.3. Análise do modelo TEQOL

Uma vez utilizado o artifício de modelagem de separar as naturezas elétrica e térmica da bateria em diversos sub-modelos distintos, porém acoplados entre si, podemos nos concentrar no modelo térmico com o objetivo de investigar sua estabilidade. Como se trata de uma equação diferencial ordinária, não linear, não homogênea, cuja expressão analítica do termo forçante é complexa, sua solução analítica é de difícil obtenção, levando a abordagem do problema por meio de mapas e do uso de soluções numéricas.

4.3.1. Caso homogêneo

Para ganharmos *insight* sobre o comportamento do sistema, nosso ponto de partida será o estudo do caso homogêneo do modelo térmico, investigando as propriedades das trajetórias de temperatura por meio de ferramentas geométricas. De fato, algumas vezes é mais adequado entender o máximo possível sobre o comportamento de uma solução de uma equação diferencial sem ter o conhecimento de uma fórmula explícita de sua solução (Hale & Koçak, 1991). Por meio dessa técnica, também conhecida como estudo qualitativo de equações diferenciais, apresentamos inicialmente a resposta dinâmica natural da Equação 4.5, que pode ser vista nos diagramas conhecidos por “campo de declividades” (*slope field*), apresentados adiante, e que foram separados em três regiões distintas, cada uma correspondendo a um intervalo apresentado na Equação 4.7. Podemos observar por meio desse campo de declividades que o sistema homogêneo possui um ponto de equilíbrio em torno de 1° Celsius. O campo de declividades da Figura 4.15 nos leva naturalmente às definições seguintes:

Definição 1: Dado o ponto $(t_0, x_0) \in \mathfrak{R} \times \mathfrak{R}$, a solução da Equação 4.5 através de x_0 em t_0 será denotada por $x(t, t_0, x_0)$ com $x(t_0, t_0, x_0) = x_0$.

Definição 2: Uma trajetória através de (t_0, x_0) é definida como o conjunto de pontos $\{(t, x(t, t_0, x_0)) : t \in I_{t_0, x_0}\} \subset \mathbb{R} \times \mathbb{R}$ em que I_{t_0, x_0} é o intervalo de definição da solução $x(t, t_0, x_0)$.

Na Figura 4.15 podemos ver o exemplo de uma trajetória através de $(t_0, x_0) = (0, 6)$.

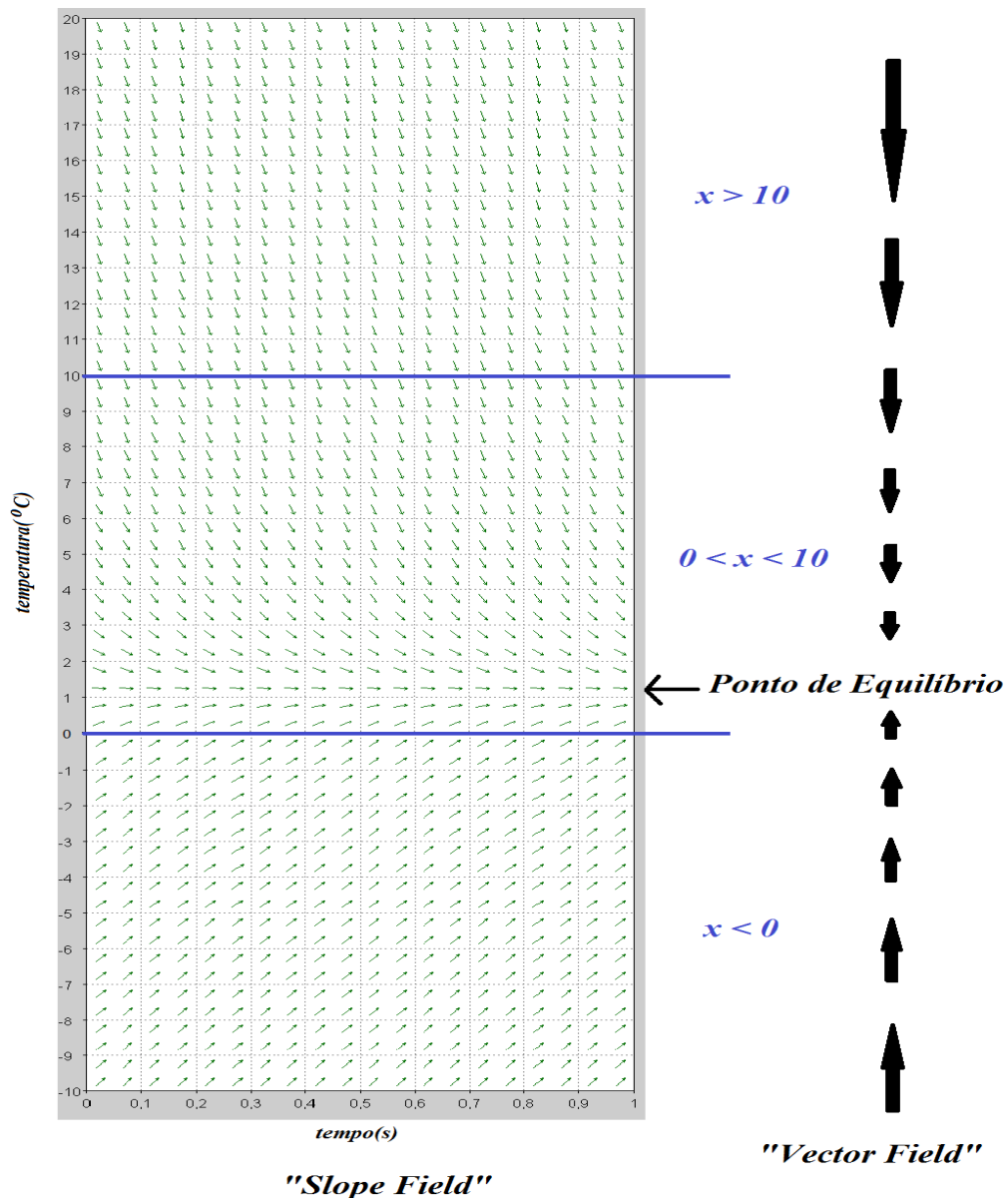


Figura 4.15 – "Slope Field" e "Vector Field" das trajetórias de temperatura da Equação 4.5 sem termo forçante ($q(t)=0$), para $k_1=0,4$ e $k_2=5,6 \times 10^{-9}$.

Outra forma também interessante de se observar essa dinâmica é através de um método bastante útil para determinar o fluxo de determinadas equações diferenciais (Hale & Koçak, 1991). Essa classe de equações é tal que

$$\dot{x} = f(x) = -\frac{d}{dx}F(x) \quad (4.18)$$

em que

$$F(x) = -\int_0^x f(s)ds, \quad x(0) = 0 \quad (4.19)$$

A função $F(x)$ é um caso especial de um sistema de gradiente. Neste momento é suficiente dizer que a derivada no tempo da função $F(x(t))$ é sempre negativa, o que significa que esta função está sempre decrescendo ao longo da curvas de solução de $x(t)$ e, portanto, pode ser vista como uma função potencial de uma equação diferencial. Assim, o campo vetorial indicado pelas setas em **negrito** pode ser visto na Figura 4.16. Nessa figura, uma condição inicial à esquerda do ponto de equilíbrio ($f(x)=0$) se move para a direita com velocidade $f(x)$. O mesmo raciocínio pode ser feito para uma condição inicial à direita do ponto de equilíbrio. Em ambos os casos, o sistema sempre caminha para a posição de mínimo potencial.

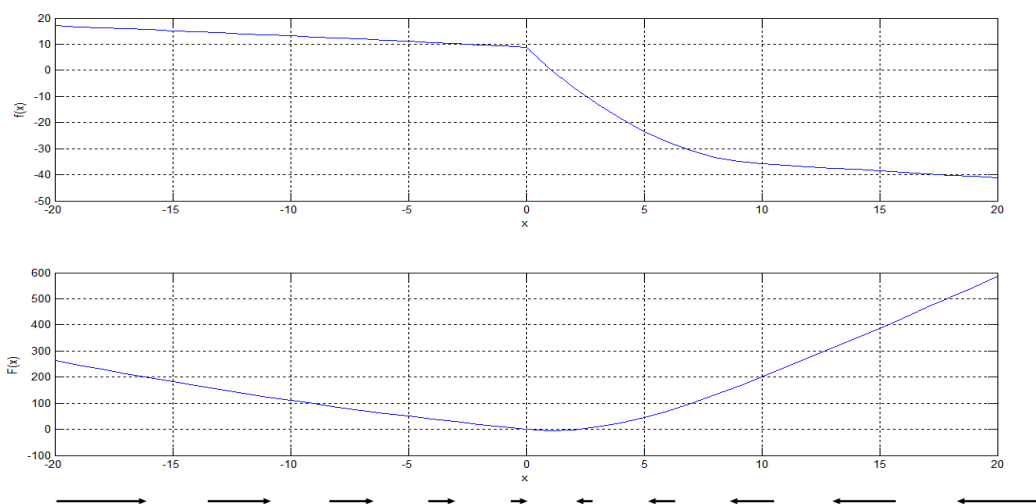


Figura 4.16 – Campo Vetorial (*Vector Field*) do sistema homogêneo visto como uma função potencial.

4.3.2. Caso com termo forçante

Ao se considerar agora o modelo térmico com o termo forçante $q(t)$, a solução final não mais é um ponto de equilíbrio, mas um ciclo limite. Nossos esforços, então, se concentram no estudo da estabilidade desse ciclo limite. Trataremos este problema através do uso de Mapas de Poincaré, por duas frentes: primeiro, através da linearização do sistema em torno do seu ponto de operação, tornando possível a obtenção de uma solução analítica; segundo, por meio de solução numérica, dada a dificuldade de se obter uma expressão para a solução da Equação 4.5 para o caso não linear.

4.3.2.1. Geometria de mapas escalares

Dada uma função $g:\mathfrak{R}\rightarrow\mathfrak{R}$ e um valor inicial x_0 , considere a sequência de interações de x_0 por meio da função g , ou seja, $x_0, g(x_0), g(g(x_0)), g(g(g(x_0))), \dots$. Essa interação de x_0 por meio da função g pode ser convenientemente escrita pela Equação 4.20 para representar a solução da Equação 4.5, transformada em equação a diferenças (Hale & Koçak, 1991), que, de agora em diante neste trabalho, será referida como mapa de g .

$$x_{n+1} = g(x_n) \quad (4.20)$$

Definição 3. Uma órbita positiva de x_0 é o conjunto de pontos $x_0, g(x_0), g^2(x_0), \dots$, e será denotada por $x^+_k(t, t_0, x_0)$.

Essa órbita positiva é, portanto, um conjunto de pontos. Neste trabalho, mais adiante, obteremos “fotografias” destas órbitas por meio de métodos numéricos.

Definição 4. Um ponto \bar{e} é chamado de *ponto fixo* de g se $g(\bar{e}) = \bar{e}$.

Pontos fixos permanecem inalterados através da interação de g , de modo análogo a um ponto de equilíbrio de uma equação diferencial (Hale & Koçak, 1991).

Utilizaremos agora um método geométrico, conhecido como *stair-step* ou “degraus de escada” para seguir a solução de uma equação a diferenças de uma dimensão (Hale & Koçak, 1991). Inicialmente, traçamos o gráfico da função g juntamente com a diagonal com inclinação de 45° . Como $x_{n+1}=g(x_n)$, é natural imaginar o eixo horizontal como x_n e o vertical como x_{n+1} . A linha vertical a partir de x_0 encontra o gráfico de g em $(x_0, g(x_0))=(x_0, x_1)$. A linha horizontal a partir deste ponto intercepta a diagonal em (x_1, x_1) . A linha vertical a partir deste ponto intercepta o eixo horizontal em x_1 . Repetindo estes mesmos passos, podemos obter x_2, x_3 , etc. É interessante observar que este procedimento é equivalente a visualizar o campo vetorial (*vector field*) sobre a diagonal. Importante também mencionar que os pontos fixos da Equação 4.20 correspondem aos pontos de intersecção do gráfico de g com a diagonal. A Figura 4.17 ilustra alguns exemplos para uma equação a diferenças linear. Nesses diagramas, as setas sempre caminham em direção ao ponto fixo, que é o cruzamento do mapa g com a diagonal de 45° . A Figura 4.18 ilustra os diagramas para casos não lineares. No caso dos mapas lineares, podemos observar que, quando o módulo da declividade da reta que o representa é menor do que 1, o sistema é assintoticamente estável, tornando-se instável para declividades maiores do que 1. A órbita converge mais lentamente quanto mais próximo de 1 estiver a declividade e converge mais rapidamente quanto mais próximo de 0 estiver a declividade.

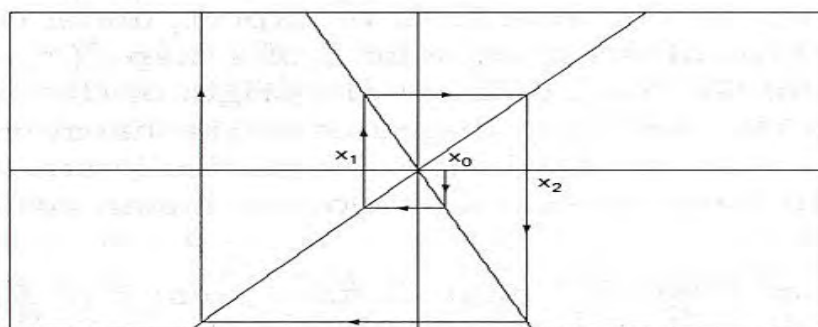
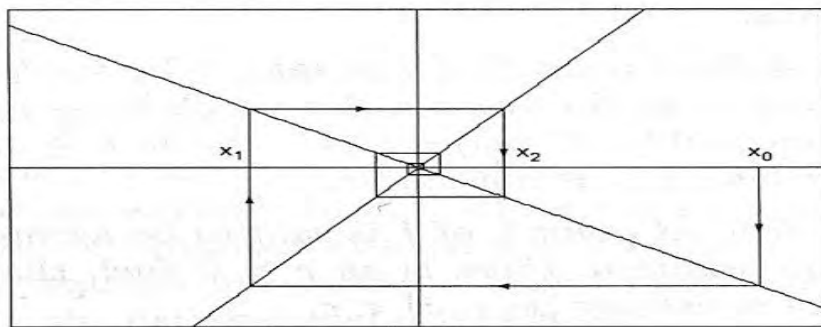
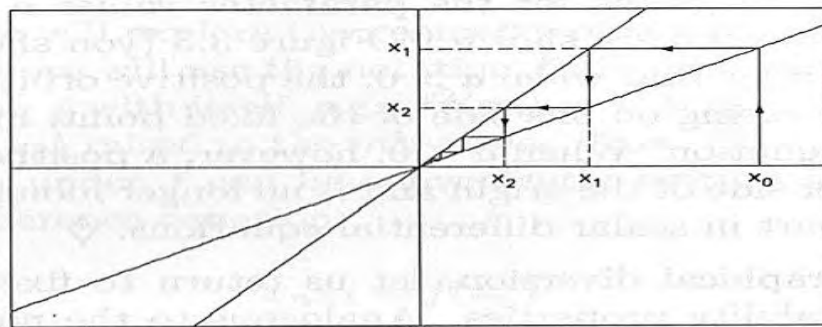
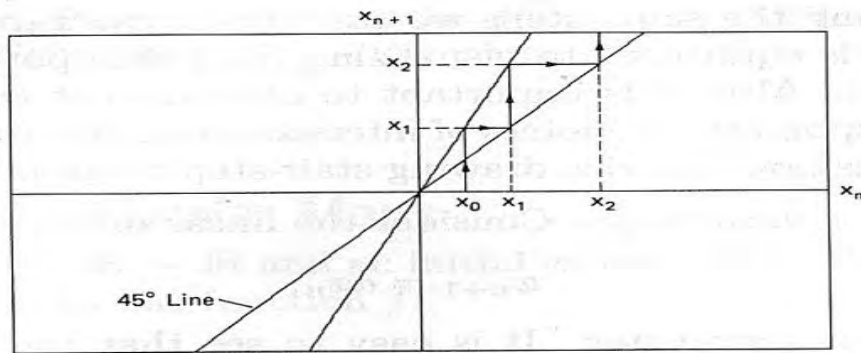


Figura 4.17 – Diagramas *stair-step* de mapas lineares.

Fonte: (Hale & Koçak, 1991).

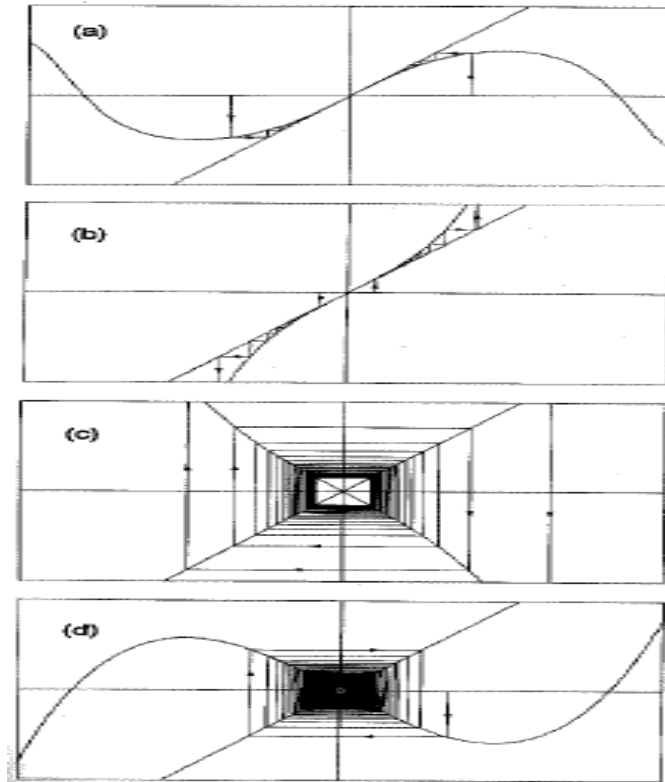


Figura 4.18 – Diagramas *stair-step* de mapas não lineares.

Fonte: (Hale & Koçak, 1991).

4.3.2.2. Mapa do modelo térmico isolado

Nosso ponto de partida é linearizar o caso homogêneo da Equação 4.5 em torno de um ponto de operação, supondo que, ao se introduzir o termo forçante $q(t)$, o efeito na temperatura da bateria é pequeno o suficiente para justificar esta simplificação. Essa hipótese está baseada no fato de que os valores para o parâmetro C_{bat} serão altos o suficiente para permitir pequenas taxas de variação da temperatura ao longo de um ciclo orbital, conforme pode ser deduzido na análise da Equação (4.5). O Apêndice C mostra as considerações feitas neste tipo de linearização.

Para simplificar a notação, evita-se, de agora em diante, usar a notação δx , substituindo-a apenas por x , tendo em mente que a variável x representa uma pequena perturbação em torno de um ponto de operação dc . Pode-se escrever:

$$\dot{x} = ax(t) + \frac{1}{C_{bat}} q(t) \quad (4.21)$$

em que:

$$a = \frac{1}{C_{bat}} \frac{d}{dx} f(x)_{at\ x=X_{dc}} \quad (4.22)$$

Assim, a solução da Equação 4.21 pode ser obtida por meio do método conhecido como Variação de Constantes (*Variation of the Constants*) (Hale & Koçak, 1991), já aproveitando para incorporar a constante C_{bat} na expressão analítica da função $q(t)$. Logo,

$$x(t, t_0, x_0) = e^{\int_{t_0}^t a(u) du} \left(x_0 + \int_{t_0}^t e^{-\int_{t_0}^s a(u) du} q(s) ds \right) \quad (4.23)$$

A solução contínua no tempo, obtida pela Equação 4.23, pode ser utilizada para propagar a condição inicial x_0 em $t_0=0$ para o valor da solução em $t=1$, supondo que o nosso sistema já tenha sido transladado para se tornar 1-periódico.

Definição 5. O mapa de Poincaré, ou mapa 1-periódico, de uma equação diferencial ordinária 1-periódica é o mapa escalar

$$\Pi: \mathfrak{R} \rightarrow \mathfrak{R}; x_0 \rightarrow x(1, 0, x_0)$$

Em outras palavras, o mapa de Poincaré leva o ponto inicial x_0 em $t_0=0$ para o valor da solução $x(t, 0, x_0)$ em $t = 1$. Utilizando a Equação 4.23, podemos definir o mapa de Poincaré, para o nosso caso, como sendo

$$\Pi(x_0) = a_0 x_0 + b_0 \quad (4.24)$$

em que

$$a_0 = e^{\int_0^1 a(s) ds} \quad (4.25)$$

$$b_0 = \frac{a_0}{c_{bat}} \int_0^1 e^{\int_0^s a(u) du} q(s) ds \quad (4.26)$$

A integral de convolução na Equação (4.26) pode oferecer grande dificuldade para ser solucionada por meios analíticos, dada a complexidade que as expressões para $q(t)$ nos colocam. No entanto, soluções numéricas se tornam bastante atraentes neste caso para obter valores de b_0 .

Os dois parâmetros nas equações 4.25 e 4.26 definem a reta do mapa de Poincaré, que pode ser visto na Figura 4.19, que oferece muita informação a respeito da dinâmica do sistema. Inclinações dessa reta maiores que 45 graus, por exemplo, indicam um sistema instável. Podemos também observar que quanto mais próximo de 45 graus estiver essa reta, maior será a variação do ponto de operação para um transitório no termo forçante, o qual afeta o valor de b_0 .

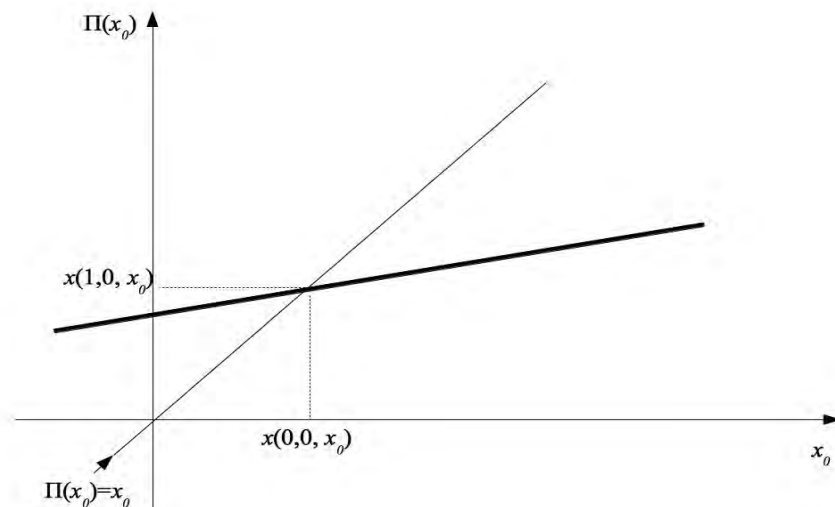


Figura 4.19 – Exemplo de mapa de Poincaré.

4.3.2.3. Mapa do modelo TEQOL

Na seção anterior, consideramos o termo forçante da planta térmica como sendo uma função independente da influência da temperatura. Isso é verdade quando se olha o modelo térmico isoladamente. No entanto, quando se leva em consideração todos os outros modelos acoplados entre si, podemos observar, tal como mostrado na Figura 4.13, que existe uma realimentação da temperatura na máquina de estados finitos do modelo lógico. Assim, se o sistema atingir o modo de sobrecarga, a eficiência de carga passa a fazer parte da malha, fazendo uma realimentação de temperatura, aumentando o calor de sobrecarga. O efeito da temperatura na eficiência de carga foi discutido em capítulos anteriores e mostrado na Figura 2.1 e na Figura 2.2. Será feita aqui a consideração de que, uma vez atingida a sobrecarga, a eficiência de carga cai abruptamente. O momento em que isso ocorre é o instante em que o estado de carga da bateria atingiu um determinado valor que, no caso da curva da Figura 2.1, é de 95% quando a temperatura é 0° Celsius e 80% quando a temperatura

é de 20° Celsius (Ford, Rao, & Yi, 1994). Tomando então a Figura 2.1 como referência, o efeito inversamente proporcional da temperatura com a eficiência de carga é representado pela variável ξ , que possui valores entre zero e um. O parâmetro C_a é a carga retirada da bateria durante o eclipse. Toda vez que se inicia o período solar, o integrador é levado à condição inicial igual a zero, por meio de um RESET, e começa então a integrar a carga acumulada. Esse procedimento de RESET visa estar sempre fazendo a comparação entre a carga de um período solar com o eclipse imediatamente anterior e assim permitir o cálculo da *Recharge Ratio*. Em outras palavras, quando a integral da corrente da bateria, que representa a carga acumulada, for igual a C_a , dizemos que o estado de carga da bateria é de 100%. Esta situação é um pouco diferente da considerada na seção anterior, pois o mapa de Poincaré para o caso linearizado e termo forçante $q(t)$ sem esta realimentação de temperatura jamais poderia ter inclinação maior do que 45°. O resultado disso é que, nesta nova situação, o mapa pode atingir declividades maiores que 45°. Para demonstrar essa possibilidade, iremos considerar aqui uma situação particular, tomando a Figura 4.20 como referência e considerando o mecanismo de realimentação da temperatura e de eficiência de carga tal como mostrados na Figura 4.13 e na Figura 4.12. Nesta situação, conforme as curvas (a) e (b), a bateria é carregada através do modo de corrente constante do instante 0 até o instante t_1 , a partir do qual o modo de carga segue como o de tensão constante até o instante T_s . A partir desse momento o sistema entra no modo eclipse até completar o período orbital T , quando um novo ciclo se inicia.

Para explicarmos o instante t_2 , tomemos como referência a curva (c). Nela, podemos ver que esse é o instante em que a eficiência de carga cai abruptamente de 100% para 0%. Esta é a primeira consideração que fazemos nesta tentativa de derivar uma expressão para o mapa de Poincaré com a realimentação de temperatura, já que esta tem efeito direto no instante em que a eficiência de carga diminui, conforme explicado na Figura 2.1. Supor esta característica é razoável para a análise que pretendemos neste momento, uma

vez que o comportamento real não difere muito dessa queda abrupta, conforme já mostrado na Figura 2.2. Em outras palavras, o instante t_2 depende diretamente da temperatura da bateria de tal forma que se poderia escrever $t_2=t_2(x)$.

A segunda consideração que se faz é o fato de a tensão de final de carga da bateria (V_{eoc}) ser igual ao parâmetro de entalpia por coulomb ($\Delta H/F$), conforme já discutido anteriormente. Esses valores, na prática, também costumam ser aproximadamente iguais (Scott & Rusta, 1979).

A terceira consideração é que essas curvas estão baseadas em modelos simples de bateria tal, como o da Figura 2.3. Considera-se também que essa simplificação não representa perda de generalidade para o fim de se provar a influência da realimentação de temperatura da bateria. Portanto, após essas definições e considerações iniciais, explicam-se agora algumas características principais dessas curvas ao longo do período orbital.

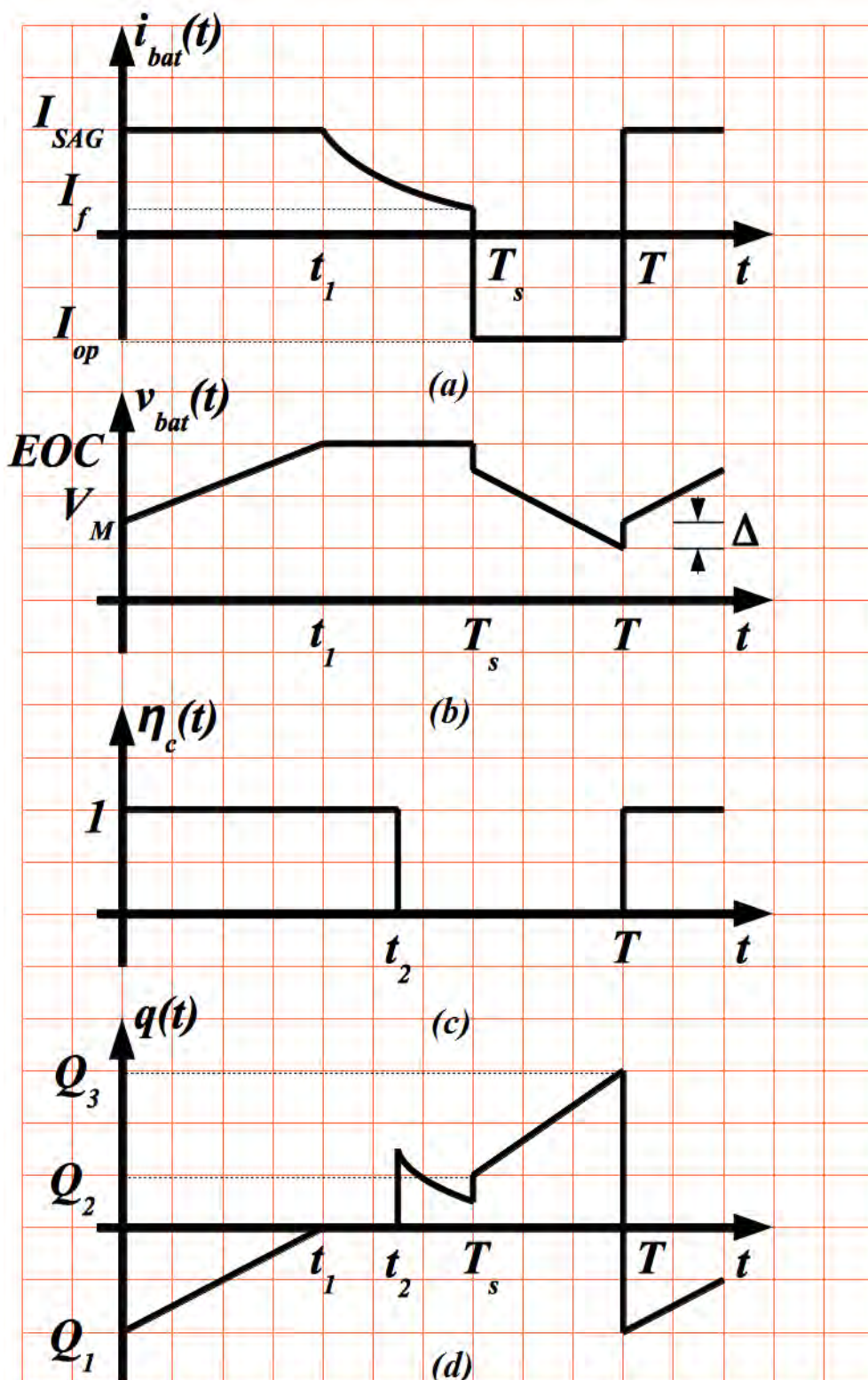


Figura 4.20 - Curvas típicas do sistema.

Intervalo $[0, t_1]$:

A corrente de carga da bateria (I_{SAG}), quando constante, faz com que a tensão da bateria suba linearmente de um valor inicial (V_M) até atingir a tensão de final de carga (EOC). Durante esse intervalo, a eficiência de carga é 100% e, portanto, o calor transferido segue a Equação 4.12. Temos, então, que:

$$Q_1 = I_{SAG}(EOC - V_M) \quad (4.27)$$

$$t_1 = \frac{C(EOC - V_M)}{I_{SAG}} \quad (4.28)$$

em que C é a capacitância elétrica do modelo RC da bateria.

O calor transferido diminui à medida que a tensão da bateria aumenta, até ficar nulo no instante t_1 . A expressão do calor transferido durante esse intervalo é então dada por:

$$q(t) = \alpha_1 t + \beta_1 + \frac{1}{C_{bat}} f(X_{dc}) \quad (4.29)$$

com:

$$\alpha_1 = \frac{I_{SAG}^2}{C}, \beta_1 = -I_{SAG}(EOC - V_M) \quad (4.30)$$

Intervalo $[t_1, t_2]$:

No início deste intervalo, no instante t_1 , a tensão da bateria é mantida constante, fazendo a corrente da bateria cair exponencialmente. A eficiência de carga continua em 100% e o calor transferido é nulo, uma vez que a entalpia por coulomb da reação química é igual à tensão de final de carga. A expressão do calor transferido durante este intervalo é dada pela componente dc devida à linearização:

$$q(t) = \frac{1}{C_{bat}} f(X_{dc}) \quad (4.31)$$

Intervalo $[t_2, T_s]$:

Este é o intervalo da sobrecarga. Nele, a bateria continua seu processo de carga com tensão mantida constante e corrente caindo exponencialmente. No entanto, a eficiência de carga caiu a 0% e, dessa forma, a Equação 4.12 faz com que toda a potência elétrica fornecida na carga da bateria seja convertida em calor. Este calor de sobrecarga é, portanto, o produto da corrente pela tensão da bateria. Considerando um formato exponencial do sinal de corrente neste intervalo podemos escrever:

$$i_{bat}(t) = \gamma_1 e^{-\frac{t}{\tau_2}} \quad (4.32)$$

em que

$$\gamma_1 = \frac{I_{SAG}}{e^{-\frac{t_1}{\tau_2}}}, \quad \gamma_2 = \frac{T_s - t_1}{\ln\left(\frac{I_{SAG}}{I_f}\right)} \quad (4.33)$$

A expressão do calor transferido durante este intervalo é:

$$q(t) = \frac{1}{C_{bat}} f(X_{dc}) + EOC \gamma_1 e^{-\frac{t}{\tau_2}} \quad (4.34)$$

Intervalo $[T_s, T]$:

Ao terminar o período solar, o sistema entra no modo eclipse e a bateria é descarregada com uma corrente constante (I_{op}). A Equação 4.17 nos dá o calor transferido durante a descarga. Temos então que:

$$Q_2 = I_{op} \Delta, \quad Q_3 = I_{op} (EOC - V_M + \Delta) \quad (4.35)$$

em que Δ é a queda de tensão devido à resistência interna da bateria. Assim, a expressão do calor transferido durante este intervalo é:

$$q(t) = \alpha_2 t + \beta_2 + \frac{1}{C_{bat}} f(X_{dc}) \quad (4.36)$$

com

$$\alpha_2 = \frac{I_{op}(EOC-V_M)}{T-T_s}, \quad \beta_2 = I_{op}\Delta - \alpha_2 T_s \quad (4.37)$$

Ao término de um período orbital, a função $q(t)$ retorna ao seu valor no instante $t_0=0$, repetindo-se periodicamente.

Entendido o comportamento das curvas da Figura 4.20 em cada um dos intervalos acima, nosso próximo passo será a obtenção de uma expressão analítica do mapa de Poincaré para o caso presente. Iremos novamente dividir o processo em etapas, a fim de tornar mais evidentes os passos adotados.

Passo 1: Linearização

Novamente, o primeiro passo é linearizar o sistema homogêneo em torno de um ponto de operação, tal como foi feito nas equações 4.21 e 4.22 e com a mesma ideia de que a variável x é uma pequena perturbação em torno de um valor dc .

Passo 2: Propagação no intervalo $[0, t_1]$:

O passo seguinte consiste em propagar a trajetória da solução da Equação 4.5 do instante $t_0=0$ até o instante $t=t_1$. Temos, então:

$$x(t_1, 0, x_0) = X_{t_1} = e^{at_1} \left[x_0 + \int_0^{t_1} e^{-as} \left(\frac{1}{C_{bat}} f(X_{dc}) + \alpha_1 s + \beta_1 \right) ds \right] \quad (4.37)$$

Após algum esforço no cálculo da integral acima, chegamos ao resultado abaixo:

$$X_{t_1} = e^{at_1} x_0 + d_0 + \frac{1}{C_{bat}} \frac{f(X_{dc})}{a} (e^{at_1} - 1) \quad (4.38)$$

com

$$d_0 = -(1 - e^{at_1}) \left(\frac{\alpha_1}{a^2} + \frac{\beta_1}{a} \right) - \frac{\alpha_1}{a} t_1 \quad (4.39)$$

e t_1 dado pela Equação (4.28).

Passo 3: Propagação no intervalo $[t_1, t_2]$:

Considerando que $q(t)=f(X_{dc})$ durante este intervalo, podemos escrever:

$$x(t_2, t_1, X_{t_1}) = X_{t_2} = e^{a(t_2-t_1)}X_{t_1} + \frac{1}{C_{bat}} \frac{f(X_{dc})}{a} (e^{at_2} - 1) \quad (4.40)$$

Com as Equações (4.38) e (4.39), esta se reduz a

$$X_{t_2} = e^{at_2}(x_0 + e^{-at_1}d_0) + \frac{1}{C_{bat}} \frac{f(X_{dc})}{a} (e^{at_1} - 1) \quad (4.41)$$

Na Equação 4.41 aparece o instante t_2 que, conforme explicado anteriormente, é dependente da temperatura da bateria. Nosso objetivo será eliminar t_2 da expressão e, no seu lugar, usar a variável x , que representa a temperatura da bateria. Mas faremos isso somente ao término do período. Por ora, continuaremos a propagar a temperatura até o final daquele período, quando iremos fazer essa substituição.

Passo 4: Propagação no intervalo $[t_2, T_s]$:

Para este intervalo, podemos escrever:

$$x(T_s, t_2, X_{t_2}) = e^{a(T_s-t_2)}(X_{t_2} + \int_{t_2}^{T_s} e^{-a(s-t_2)}q(s)ds) \quad (4.42)$$

Substituindo 4.41 em 4.42 e resolvendo a integral, chegamos a

$$X_{T_s} = e^{aT_s}x_0 + p_1 e^{-(a+\frac{1}{\gamma_2})t_2} + e_0 + \frac{1}{C_{bat}} \frac{f(X_{dc})}{a} (e^{aT_s} - 1) \quad (4.43)$$

com:

$$p_1 = \frac{EOC\gamma_1 e^{aT_s}}{C_{bat}(a+\frac{1}{\gamma_2})} \quad (4.44)$$

$$e_0 = e^{a(T_s-t_1)} d_0 - \frac{EOCY_1 e^{\frac{T_s}{\gamma_2}}}{C_{bat}(a+\frac{1}{\gamma_2})} \quad (4.45)$$

Passo 5: Propagação no intervalo $[T_s, T]$:

Neste último intervalo, temos:

$$x(T, T_s, X_{T_s}) = e^{a(T-T_s)} (X_{T_s} + \int_{T_s}^T e^{-a(s-T_s)} q(s) ds) \quad (4.46)$$

Substituindo 4.43 em 4.46 e resolvendo a integral, chegamos a

$$X_T = e^{aT} x_0 + p_2 e^{-(a+\frac{1}{\gamma_2})t_2} + f_0 + \frac{1}{C_{bat}} \frac{f(X_{dc})}{a} (e^{aT} - 1) \quad (4.47)$$

com:

$$p_2 = p_1 e^{a(T-T_s)} \quad (4.48)$$

$$f_0 = e_0 e^{a(T-T_s)} + \frac{1}{a} \left(-\alpha_2 T - \beta_2 - \frac{\alpha_2}{a} \right) - \frac{e^{a(T-T_s)}}{a} \left(-\alpha_2 T_s - \beta_2 - \frac{\alpha_2}{a} \right) \quad (4.49)$$

Com a Equação 4.47 obtemos a expressão analítica que leva o valor da temperatura no instante $t_0=0$ até o instante $t=T$. No entanto, ela ainda carrega o instante t_2 em sua expressão. Nosso objetivo agora é substituí-lo e deixar a Equação 4.47 com a “variável” x_0 como única variável independente.

Passo 6: Correlação entre t_2 e x

Para relacionar o instante t_2 e x , precisamos recordar alguns conceitos abordados em capítulos iniciais, quando dissemos que a eficiência de carga começa a cair à medida que a bateria se aproxima de 100% do seu estado final de carga, antecipando ainda mais esse momento à medida que a temperatura aumenta. Tendo em vista a curva (c) da Figura e o modelo termo-químico da Figura 4.12, esta característica pode ser escrita matematicamente como

$$\int_0^{t_2} i_{bat}(t) dt = \xi C_a \quad (4.50)$$

Na Equação 4.50, a integral à esquerda representa a carga, em ampère-hora, colocada na bateria até o instante t_2 . O parâmetro C_a representa a carga, em ampère-hora, retirada durante o eclipse. A variável ξ representa, tal como explicado na Figura 2.1, a porcentagem do estado de carga em que a eficiência começa a cair. No exemplo dado, esse valor é 0,95 para 0° Celsius. Ou seja, quando são repostos 95% da carga que foi retirada, nessa temperatura, a eficiência começa a cair. Aqui estamos considerando que essa queda ocorre instantaneamente. Podemos escrever:

$$C_a = I_{op}(T - T_s) \quad (4.51)$$

Estabelecendo uma relação linear da variável ξ com a temperatura tal como mostrado na Figura 4.12, temos

$$\xi = -\frac{\tau_1 - \tau_2}{T_B} x + \tau_1 \quad (4.52)$$

Substituindo as equações 4.51 e 4.52 na Equação 4.50, chegamos a

$$t_2 = -\gamma_2 \ln(g_1 x + g_2) \quad (4.53)$$

Substituindo a Equação 4.53 na Equação 4.47, obtemos finalmente a expressão do mapa de Poincaré, considerando o efeito da realimentação:

$$\pi(x_0) = e^{aT} x_0 + p_2 (g_1 x_0 + g_2)^{(a\gamma_2 + 1)} + f_0 + \frac{f(X_{dc})}{a} (e^{aT} - 1) \quad (4.54)$$

com

$$g_1 = \frac{C_a(\tau_1 - \tau_2)}{T_B \gamma_1 \gamma_2} \quad (4.55)$$

$$g_2 = e^{-\frac{t_1}{\gamma_2}} - \frac{\tau_1 C_a}{\gamma_1 \gamma_2} + \frac{C(EOC - V_M)}{\gamma_1 \gamma_2} \quad (4.56)$$

A Equação (4.54), que apresenta uma expressão analítica do mapa de Poincaré para uma situação particular, indica que o mapa do modelo TEQOL pode, de fato, ter inclinações maiores que 45° quando se leva em conta o efeito

da realimentação de temperatura na eficiência de carga. Isso pode ser visto no gráfico da Figura 4.21, correspondente à equação (4.54) para os valores de parâmetros utilizados na Tabela 1, lembrando que o mapa é válido para pequenas perturbações em torno do ponto de operação *dc*.

Tabela 1 – Dados para obtenção do mapa com realimentação de temperatura.

Categoria	Parâmetros	Valores
Corrente	<i>I_{sag}</i> (A)	4
	<i>I_f</i> (A)	2
	<i>I_{op}</i> (A)	7,2
Tensão	<i>E_{OC}</i> (V)	50
	<i>V_m</i> (V)	44
	Δ (V)	1,1
f(x)	<i>k₁</i> (W/°C ²)	0,4
	<i>k₂</i> (W/°C ⁴)	$5,6 \cdot 10^{-9}$
Ponto de operação	<i>x_o</i> (<i>X_{dc}</i>) (°C)	12
Modelo	<i>C</i> (F)	1500
	<i>C_{bat}</i> (J/°C)	60000
Instantes	<i>t₀</i> (s)	0
	<i>t₁</i> (s)	2250
	<i>T_s</i> (s)	3600
	<i>T</i> (s)	5400
Linearização	<i>a</i> (s ⁻¹)	$5,6 \cdot 10^{-9}$
q(t)	α_1 (W/s)	$1,78 \cdot 10^{-7}$
	β_1 (W)	$-4 \cdot 10^{-4}$
	γ_1 (A)	12,70
	γ_2 (s)	1947,64
	α_2 (W/s)	$4 \cdot 10^{-7}$
	β_2 (W)	$13,08 \cdot 10^{-4}$
Ampere-hora	<i>C_a</i> (Ah)	12960
Eficiência	τ_1 (%)	95
	τ_2 (%)	80
	<i>T_b</i> (°C)	5

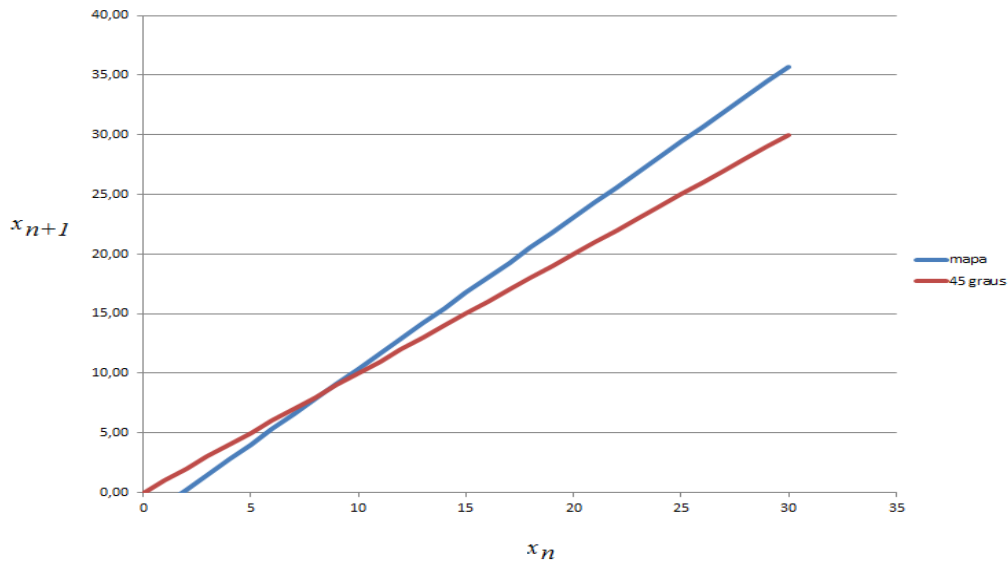


Figura 4.21 - Mapa com realimentação positiva de temperatura, em °C, e inclinação maior que 45°.

4.3.2.4. Caso não linearizado

Dada a dificuldade de se obter uma solução analítica para o caso não linear, tal como feito nas seções anteriores, a única maneira de se obter o mapa de Poincaré neste caso é por método numérico, o que se fará de acordo com o seguinte algoritmo: dada uma condição inicial, a trajetória de temperatura da bateria, obtida por métodos numéricos, é amostrada em intervalos periódicos iguais ao período orbital, definindo assim os pontos dos diagramas *stair-case* em relação à diagonal de 45°. Esses diagramas serão apresentados em capítulos posteriores e correspondem às órbitas positivas definidas anteriormente.

5 SIMULAÇÕES

Neste capítulo será apresentado o modelo construído. Mostrar-se-ão, ademais, os resultados de simulação obtidos para diversos casos.

5.1. Introdução

Existem diversos pacotes *software* e modelos para simulação de sistemas de suprimento de energia para satélites (Cho & Lee, 1988) (Jiang, Liu, & Dougal, 2002). No entanto, com o modelo aqui construído, será estudado o efeito da realimentação da temperatura nas trajetórias de temperatura da bateria.

O *software* utilizado para a simulação foi o Simulink/Matlab. Sua interface gráfica permite facilmente construir os elementos do modelo TEQOL discutido nos capítulos anteriores. Métodos numéricos já disponibilizados permitem a integração das variáveis de interesse do modelo sob estudo em diversas condições de operação, as quais podem facilmente ser alteradas em arquivos de configuração, viabilizando assim, rápidas análises em casos distintos. Os dados obtidos de simulação possuem uma boa compatibilidade com arquivos de planilha, o que permite comparações com as telemetrias de voo, armazenadas naquele formato. Estas facilidades foram os principais motivos que levaram à escolha deste ambiente de simulação neste trabalho.

5.2. Apresentação do modelo em Simulink

A Figura 5.1 apresenta uma visão geral do modelo em Simulink desenvolvido para a realização deste trabalho. Destacados em verde, podemos observar os elementos que constituem a planta elétrica de segunda ordem com dois integradores, representando as capacitâncias C_{dl} e C_e . Em amarelo, a planta térmica de primeira ordem está representada pelas funções de aquecimento, drenagem de calor e o integrador correspondente ao capacitor C_{bat} . O termo forçante da planta térmica, que corresponde ao calor $q(t)$ transferido pelo modelo orbital-lógico, é proveniente do bloco destacado em marrom e

identificado como *Electrical to ThermalCoupling*. Este bloco consiste basicamente em programar as equações (4.9) e (4.10). Os detalhamentos internos desta e outras macros podem ser vistos no Apêndice A. A outra macro, também ressaltada em marrom e identificada como *Efficiency Generator*, implementa a curva característica, descrita na Figura 2.2. Este bloco desempenha um papel fundamental na estabilidade do sistema, pois nele se encontra um mecanismo de realimentação positiva da temperatura da bateria, conforme já explicado. Em vermelho, tem-se o bloco identificado como *Power Processor*, o qual consiste em uma chave que liga ou desliga a corrente do painel solar utilizada para carregar a bateria. Esse controle *on/off* da corrente de carga é realizado pelo controlador de carga da bateria, identificado na figura pelo bloco em azul, cujas entradas são a tensão e temperatura da bateria e cuja saída é o comando de liga ou desliga a corrente do painel solar.

Para iniciar uma simulação, impõe-se antes executar um arquivo de configuração de parâmetros globais que definem as principais condições do sistema. Os valores utilizados nesses parâmetros são apresentados na próxima seção e os significados de alguns deles seguem na lista abaixo:

- a) Parâmetros Orbitais: As variáveis T , T_e e T_s definem, em segundos, o tempo de uma órbita, o tempo de eclipse e o do período solar, respectivamente.
- b) Parâmetros de Operação: A variável P_{op} define, em watts, a potência de operação do satélite durante eclipse. A variável EOC define o ponto de referência de uma das oito curvas V/T apresentadas na Figura 2.11. A variável I_{SAG} corresponde à corrente do painel solar, podendo, por meio desta configuração global, ser facilmente corrigida para contemplar a degradação existente ao longo da vida do satélite. As constantes k_1 e k_2 são as utilizadas na Equação 4.7. Enquanto a primeira constante define a potência de aquecimento utilizada, a

segunda contém o produto da área do radiador, emissividade e constante de Boltzman conforme definido pela lei de radiação.

- c) Parâmetros da bateria: Enquanto as variáveis R_1 , R_2 , C_e , C_{dl} e C_t se referem aos modelos da planta elétrica e térmica já apresentados e discutidos em capítulos anteriores. A entalpia de reação por Coulomb aqui definido corresponde ao da célula de *Nickel-Cadmium*. Importante mencionar que a definição desse parâmetro permite a adaptação do modelo para outros tipos de tecnologia, bastando, para isso, uma correção de seu valor, de modo a adequá-lo à entalpia de reação para células de *Lithium-Ion*, *Nickel-Hydrogen* ou qualquer outro tipo de reação que ainda venha a ser utilizada para armazenamento de energia na forma química.

Além desses parâmetros de configuração iniciais, definidos nesse arquivo de inicialização, existem ainda outros que podem ser ajustados e que se encontram dentro das funções contidas internamente nos blocos há pouco descritos. Por exemplo, o ganho e o nível das curvas V/T utilizadas pelo controlador devem ser ajustados, se necessário, internamente no bloco *Controller* e não no arquivo de inicialização.

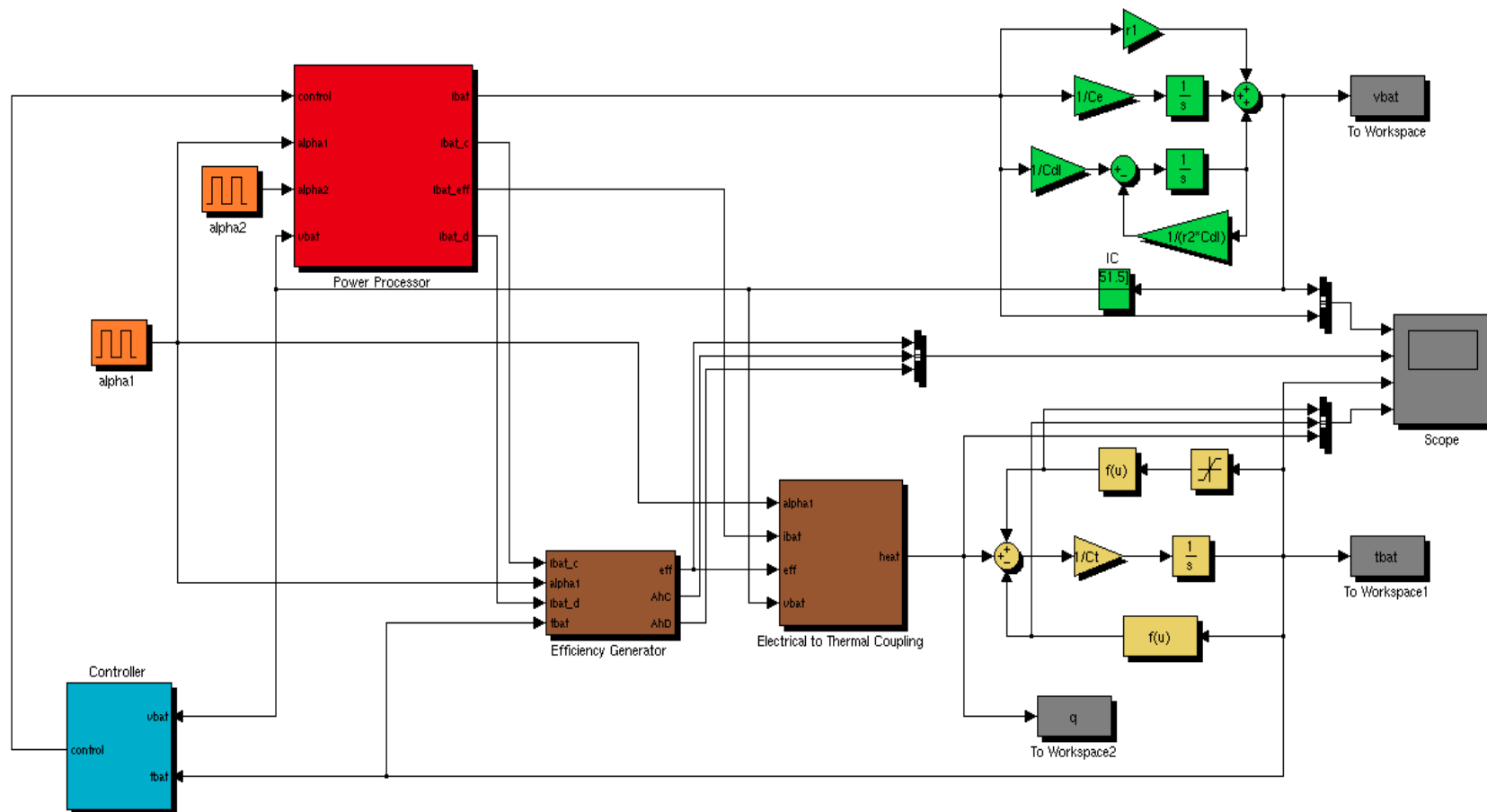


Figura 5.1 – Modelo do sistema em Simulink.

5.3. Casos

5.3.1. Início e final de vida

O primeiro caso a ser simulado é a comparação entre início (BOL) e final de vida (EOL). Em BOL, a corrente do painel solar possui valores mais altos que em EOL. Também em BOL, a curva de final de carga corresponde à curva de tensão mais baixa da bateria, quando comparada com EOL. Há também algumas ligeiras diferenças entre potência de operação para BOL e EOL, bem como diferenças de parâmetros orbitais para início e final de vida, conforme pode ser visto nas Tabelas 1 e 2.

Tabela 2 – Configuração de parâmetros BOL.

Caso 1 : Parâmetros de início de vida		
Parâmetro	Valor	Descrição
T	100,25*60	Período da órbita em segundos
T_e	34,2*60	Período de eclipse em segundos
T_s	$T-T_e$	Período solar em segundos
D_{orb}	$100*T_s/T$	Percentual do período solar
P_{op}	14,3*28/0.9	Potência de operação durante eclipse em Watts
I_{SAG}	6,43	Corrente do SAG em ampères no início de vida
EOC	1,46	Seleção da curva V/T de final de carga
k_1	0,3	Constante da fonte de aquecimento
k_2	13e-9	Constante da fonte de drenagem de calor
$entalpia$	1,45	Entalpia de reação por coulomb
R_1	0,15	Resistência interna em ohms
R_2	0,100	Resistência interna em ohms
C_e	3500	Capacitância elétrica em farads
C_{bat}	60000	Capacitância térmica em J/°C
C_{dl}	20	Capacitância de double layer em farads

Tabela 3 – Envelhecimento de parâmetros EOL.

Caso 1 : Parâmetros de final de vida		
Parâmetro	Valor	Descrição
T	100,25*60	Período da órbita em segundos
T_e	32,3*60	Período de eclipse em segundos
T_s	$T - T_e$	Período solar em segundos
D_{orb}	$100 * T_s / T$	Percentual do período solar
P_{op}	12,5*28/0,9	Potência de operação durante eclipse em Watts
I_{SAG}	6,05	Corrente do SAG em Ampere no início de vida
EOC	1,54	Seleção da curva V/T de final de carga
k_1	0,3	Constante da fonte de aquecimento
k_2	11,5e-9	Constante da fonte de drenagem de calor
$entalpia$	1,48	Entalpia de reação por coulomb
R_1	0,3	Resistência interna em ohms
R_2	0,100	Resistência interna em ohms
C_e	2900	Capacitância elétrica em farads
C_{bat}	60000	Capacitância térmica em J/°C
C_{dl}	20	Capacitância de double layer em farads

5.3.2. Degradação da capacitância de *double-layer*

Será também estudado o efeito da degradação do parâmetro definido como capacitância de *double-layer* do modelo elétrico. O objetivo é verificar o quanto a alteração faz o sistema entrar no modo de sobrecarga e, dessa forma, esquentar a bateria. Para isso, será executado um terceiro cenário de simulação, o qual leva em conta essa alteração de parâmetro.

5.3.3. Modo de Emergência

Durante o Modo de Emergência, o satélite aponta o painel solar um pouco mais em direção ao Sol, fazendo aumentar a corrente de carga da bateria e, conseqüentemente, a potência elétrica fornecida à bateria durante os modos de carga e sobrecarga. Além disso, é prática comum alguns dos subsistemas do satélite serem desligados com o objetivo de poupar energia. Portanto, a entrada no Modo de Emergência pode ser resumida como um aumento na corrente do SAG e conseqüente diminuição da corrente de operação do

barramento principal, a qual irá se refletir diretamente na corrente de descarga da bateria e, portanto, no DOD (*Depth of Discharge*) atingido durante o eclipse.

5.4. Resultados

5.4.1. Início e final de vida

A partir da configuração de parâmetros mostrada na Tabela 1, rodou-se uma simulação com duração de 5 órbitas. A tensão, corrente e temperatura da bateria, sendo as principais variáveis de interesse, são mostradas ao longo das cinco órbitas na Figura 5.2, e um *zoom* mostrando o detalhe do final do processo de carga é mostrado na Figura 5.3.

Para entender o funcionamento do sistema através da simulação, tomemos a Figura 5.2 como referência. Partindo do instante $t_0=0$, a simulação começa com o eclipse, no qual a corrente negativa (de descarga) faz com que a tensão da bateria vá diminuindo. O processo de descarga, sendo exotérmico, transfere calor, esquentando a bateria e fazendo sua temperatura aumentar.

Ao término do eclipse e início do período solar, surge a corrente do SAG para carregar a bateria. Esta variação de negativa para positiva na corrente da bateria se reflete imediatamente na sua tensão, provocando uma variação devida à resistência interna da bateria. A tensão da bateria começa então a subir linearmente, uma vez que a corrente de carga proveniente do painel solar é constante. O processo de carga, sendo endotérmico, diminui a temperatura da bateria.

Quando a tensão da bateria atinge a tensão de final de carga programada, a corrente é cortada a zero e religada após alguns segundos, até que a tensão de final de carga novamente tenha atingido o limite máximo permitido, repetindo-se este processo até o final do período solar.

É durante o estágio final de carga que a eficiência desempenha um papel crucial na transferência de calor. Conforme já explicado, à medida em que a

bateria se aproxima do seu estado final de carga, a eficiência cai abruptamente e reações exotérmicas começam a acontecer, fazendo com que a potência elétrica de carga seja convertida em calor. Este efeito pode ser visto na curva de temperatura da bateria, pois, uma vez que o sistema entra nesse regime, a temperatura para de diminuir e apresenta um leve aumento até o final do período solar.

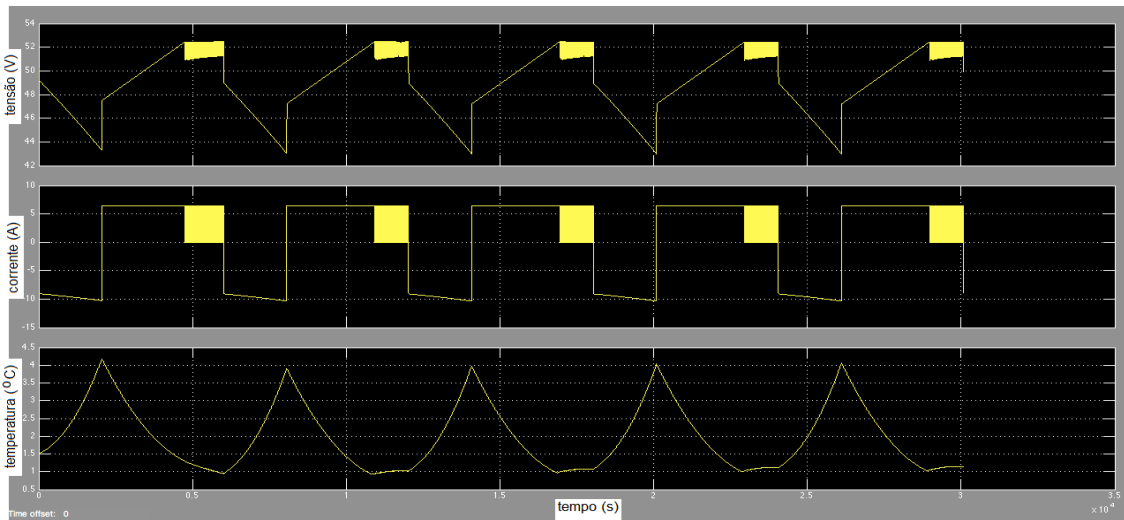


Figura 5.2 – Tensão da bateria em volts (topo), corrente da bateria em ampères (meio) e temperatura da bateria em graus Celsius (baixo).

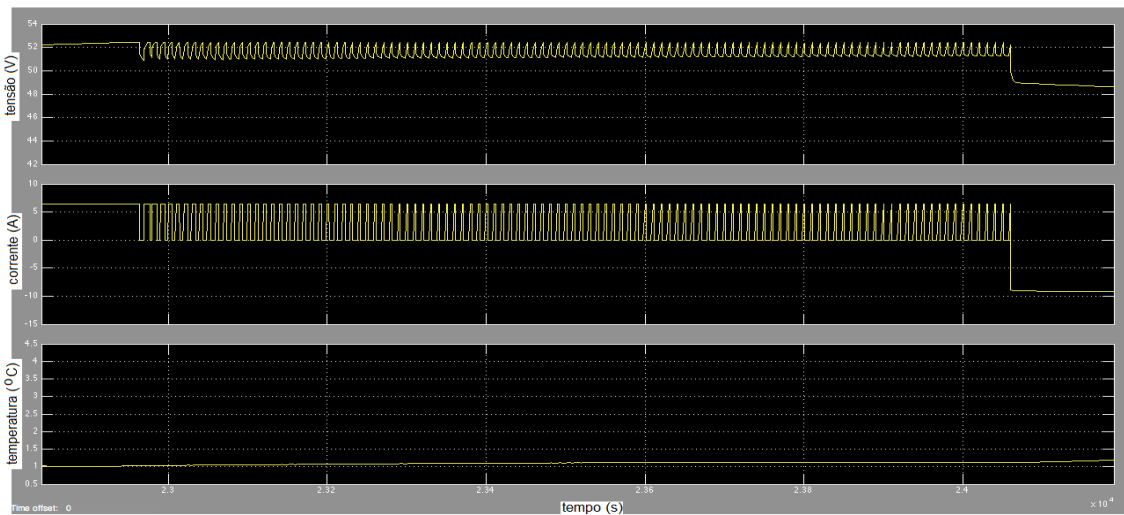


Figura 5.3 – *Zoom* na tensão da bateria em volts (topo), corrente da bateria em ampères (meio) e temperatura da bateria em graus Celsius (baixo).

Os resultados de simulação para parâmetros de final de vida podem ser vistos na Figura 5.4. Nesta figura, o eixo horizontal é o tempo, em segundos, e os sinais no eixo vertical estão identificados da seguinte maneira: no quadro ao topo temos a tensão da bateria em amarelo e a corrente da bateria em rosa. No quadro logo abaixo temos a carga C_a , em azul, retirada durante o eclipse; a carga, em rosa, injetada durante o período solar e a eficiência de carga em amarelo. No terceiro quadro de cima para baixo temos a temperatura da bateria em amarelo. No quarto mais inferior temos, destacado em azul, o termo forçante $q(t)$ do modelo térmico, representando o calor transferido entre a bateria e sua vizinhança. A principal evidência de diferença quando comparado com resultados BOL é o fato de o sistema trabalhar num regime de temperatura DC mais alto. Isso se deve às sucessivas mudanças de curvas EOC utilizadas para aumentar o fator de recarga à medida que a bateria apresentava perda de capacidade. Este fato faz com que a bateria entre por mais tempo no modo de sobrecarga e por isso trabalhe mais quente. Pode-se observar também, no segundo quadro de cima para baixo, o efeito da diminuição da eficiência de carga, à medida que a bateria se aproxima do final do período solar.

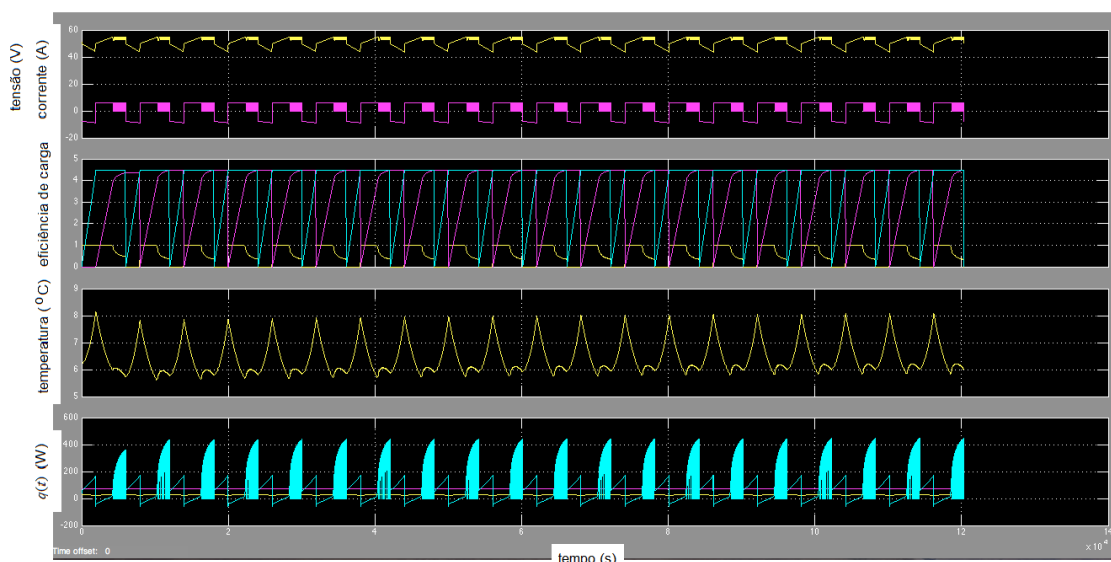


Figura 5.4 – Temperatura da bateria (terceiro quadro de cima para baixo) em final de vida.

5.4.2. Degradação da capacitância de *double-layer*.

Neste caso, o objetivo é observar o efeito da alteração do parâmetro que modela a capacitância de *double-layer*. A intenção aqui é mostrar como o sistema pode se comportar diferentemente no início e no final de vida para valores distintos desta capacitância.

De modo resumido, aumentar o valor da capacitância de *double-layer* significa entrar mais tempo no modo de sobrecarga, uma vez que a tensão da bateria irá demorar mais a atingir a tensão de final de carga V_{eoc} . No início de vida, estando a temperatura mais baixa, o processo de carga é mais eficiente e a bateria, embora es quente um pouco, apenas caminha para um ponto de operação *DC* maior, conforme pode ser visto na Figura 5.5. No entanto, o mesmo não se dá ao se fazer esta alteração do parâmetro no final de vida. Com a bateria mais quente e margem de estabilidade menor do sistema, uma alteração da capacitância instabiliza o ciclo limite da temperatura da bateria. Isso pode ser visto na Figura 5.6, a partir do instante em que a temperatura da bateria inicia um aumento progressivo de seu valor médio ao longo de vários ciclos orbitais.

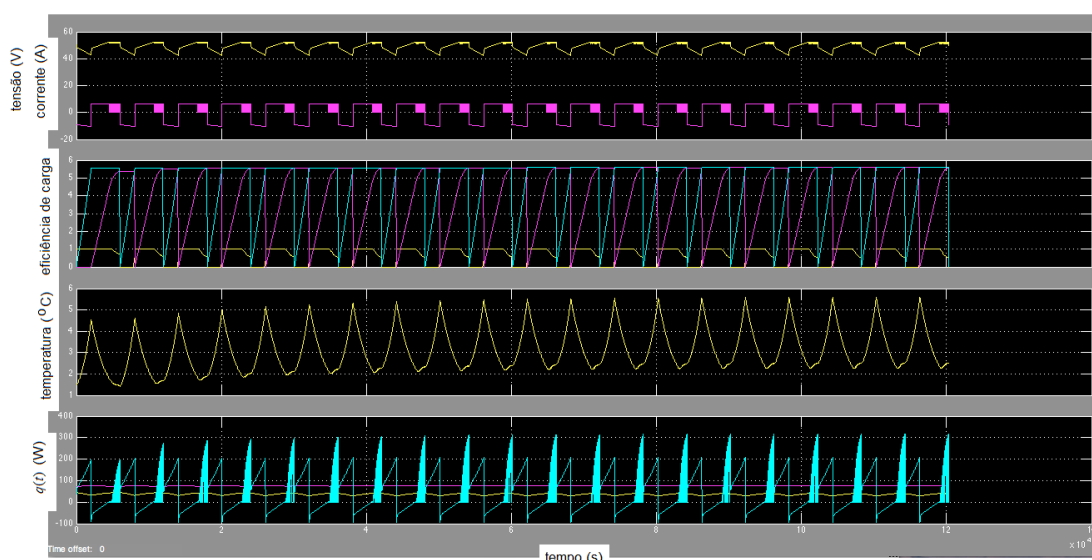


Figura 5.5 - Temperatura (terceiro quadro de cima para baixo) em BOL com $C_{dl}=400$ e $r_2=0.15$.

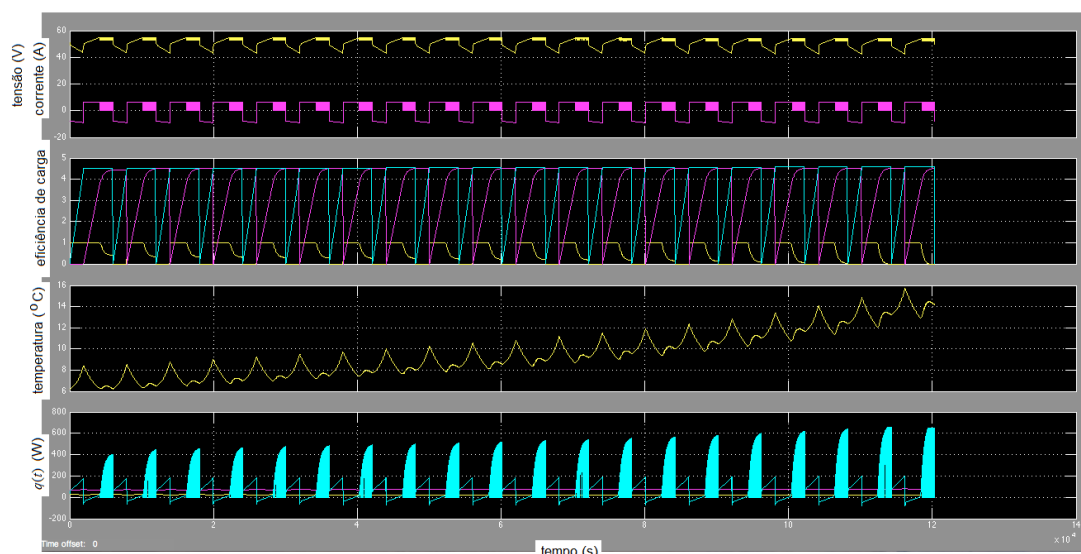


Figura 5.6 – Temperatura (terceiro quadro de cima para baixo) em EOL com $C_{dl}=400$ e $r_2=0.15$.

5.4.3. Modo de Emergência

As figuras a seguir mostram o efeito no sistema quando o satélite entra no Modo de Emergência, em EOL, para duas situações distintas: a primeira, com a capacitância C_{dl} que modela o fenômeno de *double layer* com valores pequenos, da ordem de 20F. A segunda, considerando esse valor aumentado, supondo degradação da bateria ao longo de sua vida útil. Pode-se perceber que, no primeiro caso, a temperatura (terceiro quadro de cima para baixo, na Figura 5.7) se recupera da entrada no Modo de Emergência, o que não acontece se degradarmos este parâmetro, conforme visto na Figura 5.8. Nesse caso, a temperatura da bateria entra em avalanche. O aumento da temperatura se correlaciona com a diminuição da eficiência de carga, que pode ser vista pela curva amarela no segundo quadro de cima para baixo. Essa realimentação positiva da temperatura já havia sido discutida em capítulos anteriores e aqui, nas simulações, podemos ver esse efeito em andamento. À medida que a temperatura aumenta, antecipa-se o instante, no processo de carga, em que a eficiência cai abruptamente. Esse fato aumenta a transferência de calor, evidenciado pela curva azul no quadro inferior, levando a um aumento de temperatura e com isso fechando um círculo vicioso.

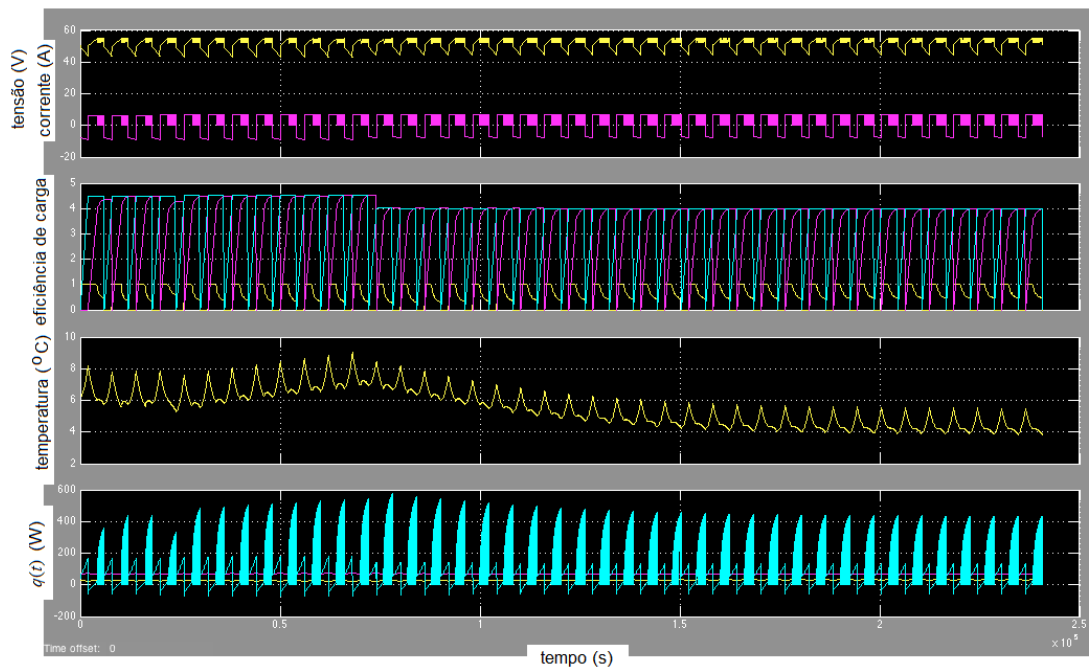


Figura 5.7 – Temperatura da bateria (terceiro quadro de cima para baixo) durante entrada no Modo de Emergência com parâmetro C_{dl} de 20F.

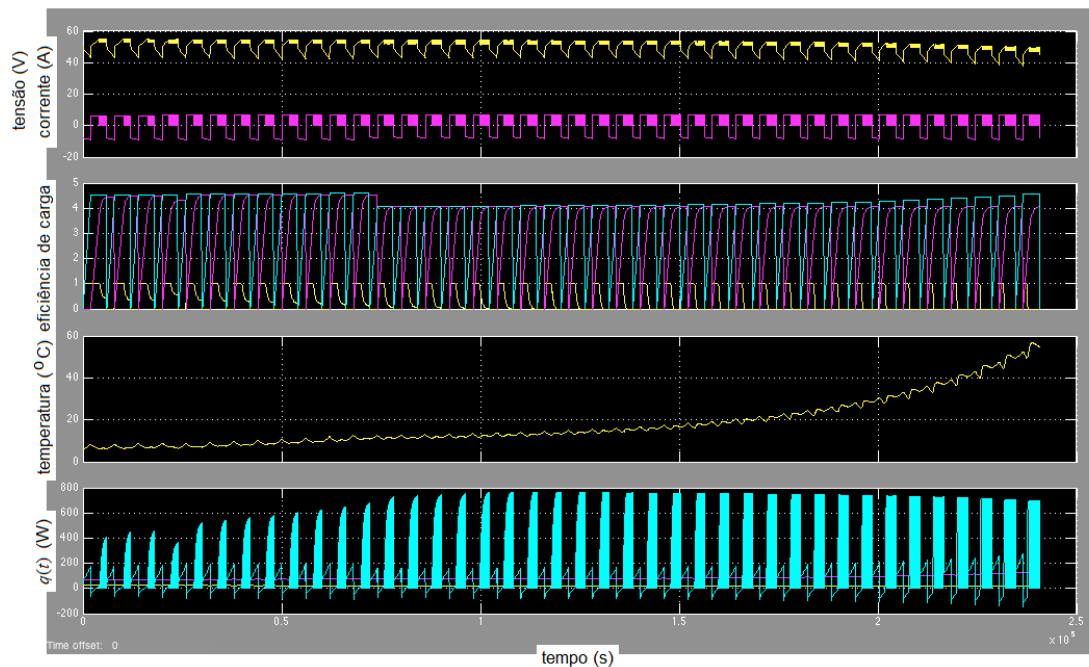


Figura 5.8 - Temperatura da bateria (terceiro quadro de cima para baixo) durante entrada no Modo de Emergência com parâmetro C_{dl} de 400F.

6 DADOS DE VOO

Embora a teoria e a simulação discutidas até este ponto sejam gerais e se apliquem a qualquer tipo de sistema de carga e descarga e qualquer tipo de bateria, o acesso às fontes de dados com resultados experimentais não estão amplamente disponíveis. No entanto, o INPE possui uma extensa quantidade de dados de voo do satélite CBERS2 que podem ser usados como um estudo de caso.

6.1. Aquisição de telemetrias de voo

A aquisição de telemetrias é realizada no satélite CBERS2 pelo subsistema OBDH (*On Board Data Handling System*). Ele realiza essa função, varrendo todas as grandezas de interesse de todo o satélite, por meio de dois tipos de taxa de aquisição, sendo 1,6s para as telemetrias de alta prioridade e 52s para as telemetrias de baixa prioridade.

Quando o satélite se encontra dentro da região de visibilidade de uma estação terrena, ele envia todas essas telemetrias em tempo real para as estações de solo, as quais são classificadas como telemetrias diretas. No entanto, ao longo de várias órbitas fora de visibilidade, o satélite as armazena para posterior envio às estações terrenas.

Como existe uma limitação na capacidade de memória do subsistema OBDH para telemetrias armazenadas, é adotado um algoritmo na gravação desses dados quando o satélite está fora de visada, de modo a otimizar o uso dos recursos de memória. Dessa forma, a cada intervalo de sete minutos, o subsistema OBDH registra o maior valor, o menor valor e a média de todas as aquisições feitas neste intervalo de sete minutos. Com isso, apenas três valores de telemetria denominados de máximo, mínimo e médio são fornecidos para cada uma dessas janelas de tempo de sete minutos.

A apresentação de cada uma dessas telemetrias nas figuras que seguem nas próximas seções será acompanhada da sua classificação, tal como explicado acima.

6.2. Histórico de voo

A operação normal do satélite foi apresentada na Figura 1.2 por meio do valor médio da telemetria de tensão da bateria. Se considerarmos também os valores máximos e mínimos da tensão de bateria, teremos os dados da Figura 6.1. Comparando estes dados reais com aqueles obtidos através da simulação de tensão da bateria, conforme mostrado na Figura 5.2, podemos observar várias semelhanças. Dentre elas, podemos notar o comportamento do final de carga, sinalizado pelo círculo vermelho na Figura 6.1, no qual a tensão da bateria varia devido à queda na sua resistência interna, quando a corrente de carga é desligada e ligada sucessivamente. Podemos ainda ver a tendência de subida da tensão mínima em ambas as situações. Esta visualização da tensão da bateria corresponde a apenas algumas órbitas.

Outra forma interessante de se ver como a bateria se comportou ao longo de sua vida útil é apresentada no gráfico da Figura 6.2. Por questões de redundância, o satélite CBERS2 possui duas baterias. O gráfico da Figura 6.2 mostra os valores máximos da tensão de final de carga (em azul) e os valores mínimos da tensão de final de descarga (em vermelho) para uma das baterias (bateria 1). Todos os outros pontos intermediários foram filtrados ao longo de todo o período que compreende os anos de 2003 a 2007, para ressaltar apenas aquelas duas características mais importantes. A tensão de final de descarga, por exemplo, é um excelente indicativo da perda de capacidade da bateria. Podemos observar que até o primeiro trimestre do ano de 2005 houve muito pouca degradação desse parâmetro. A partir desse instante, uma das baterias (bateria 2) falhou em aberto e a bateria remanescente (bateria 1), cujos dados pertencem à figura em questão, teve que prover sozinha toda a potência do satélite durante os eclipses seguintes. Isso imediatamente fez com

que a profundidade de descarga (DOD) dela aumentasse, evidenciado pela queda da tensão de final de descarga, na data indicada pela seta na figura. Com uma profundidade de descarga maior, acentuou-se consideravelmente o processo de degradação da bateria 1, surgindo a necessidade de se aumentar as curvas V/T, conforme mostrado na tensão máxima de final de carga.

É interessante notar também o comportamento associado da temperatura das duas baterias ao longo da missão. Logo após o instante da falha da bateria 2, há um aumento no valor médio da temperatura da bateria bem como no valor do *ripple* de temperatura, devido à maior corrente de descarga a que essa bateria ficou submetida. Além disso, enquanto a temperatura da bateria 1, tal como mostrado na Figura 6.3, foi aumentando à medida em que se corrigiam as curvas V/T após essa falha, a temperatura da bateria 2, tal como mostrado na Figura 6.4, foi para um ponto DC, já que seu calor interno (devido a carga e descarga) cessou. Este comportamento da bateria 2 está em perfeito acordo com o caso homogêneo discutido em capítulos anteriores.

A operação ao longo da vida em termos da corrente SAG pode ser vista na Figura 6.5. Além das variações sazonais da corrente em função da órbita do satélite, fica evidente também nesta figura o efeito de degradação e variações do ângulo solar do painel ao longo da missão, diminuindo a corrente disponível. O pico de corrente no final do ano de 2007 mostra a situação em que o satélite entra em Modo de Emergência, apontando seus painéis solares mais diretamente para o Sol.

A Figura 6.6 mostra o perfil de operação da carga útil, em termos de corrente ao longo da missão. Esse gráfico evidencia o efeito catastrófico da falha de uma das baterias evidenciada a partir desse instante pela redução considerável da corrente de barramento o que, em outras palavras, significa dizer diminuição das operações do satélite com câmeras utilizadas durante o eclipse, redução da corrente de *stand-by*, com o objetivo de não comprometer ainda mais a bateria remanescente.

6.3. Avalanche Térmica

A Figura 6.7 mostra a primeira avalanche, ocorrida quando o satélite entra no Modo de Emergência, indicado pela seta na figura. Embora a escala utilizada para todas as curvas não permita ver detalhes menores, percebe-se um ligeiro aumento da corrente do painel solar a partir desse instante, uma vez que no modo de emergência o satélite aponta o painel de forma mais eficiente (menor ângulo) em relação ao sol. Esse fato é acompanhado também por um ligeiro aumento da corrente de barramento (curva amarela). O efeito disso é aumento do calor transferido entre bateria e ambiente uma vez que o mesmo é diretamente dependente da corrente da bateria. A temperatura da bateria (curva verde) começa a aumentar até o instante em que as equipes de solo decidem diminuir a carga do satélite, diminuindo a corrente do barramento. Por um breve instante essa decisão alivia a temperatura da bateria, onde se observa um aqueda dessa curva. Mas o fato é que, diminuir a corrente do barramento significa também diminuir a profundidade de descarga da bateria durante o eclipse. Isso fará com que no período solar seguinte, o processo de carga injete mais ampère-hora na bateria. Ao fazer isso, a bateria segue em direção ao ponto em que sua eficiência de carga diminui, transformando quase toda a potência elétrica de carga em calor. Com a temperatura aumentando, diminui-se ainda mais o momento em que a eficiência de carga cai abruptamente e, com isso, fechando um círculo vicioso. Pode-se notar nessa figura uma saturação da curva de temperatura da bateria, decorrente do fundo de escala máximo que a telemetria desse sinal atingia. De fato, a temperatura continuou aumentando até aproximadamente 60°C, conforme se descobriu na análise de outros sensores, disponibilizados por meio de outros subsistemas. A falha de avalanche térmica observa aqui tem sua origem em uma falha no subsistema de controle de atitude que por sua vez afetou o subsistema de suprimento de energia. A Figura 6.8 mostra a segunda avalanche ocorrida alguns anos depois da primeira ocorrência e sob as mesmas condições, ou seja, quando o satélite entra no Modo de Emergência.

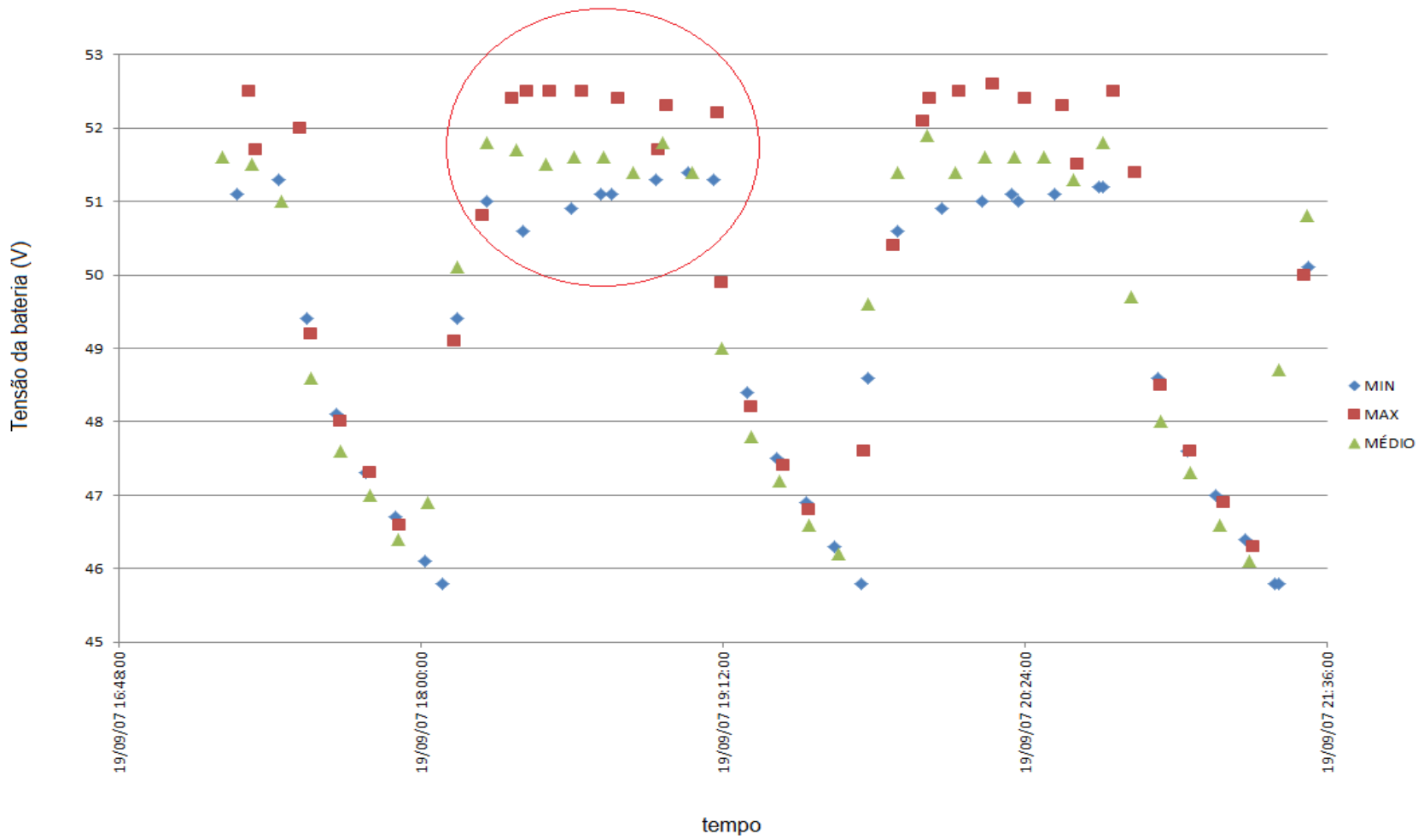


Figura 6.1 – Tensões máxima, mínima e média da bateria.

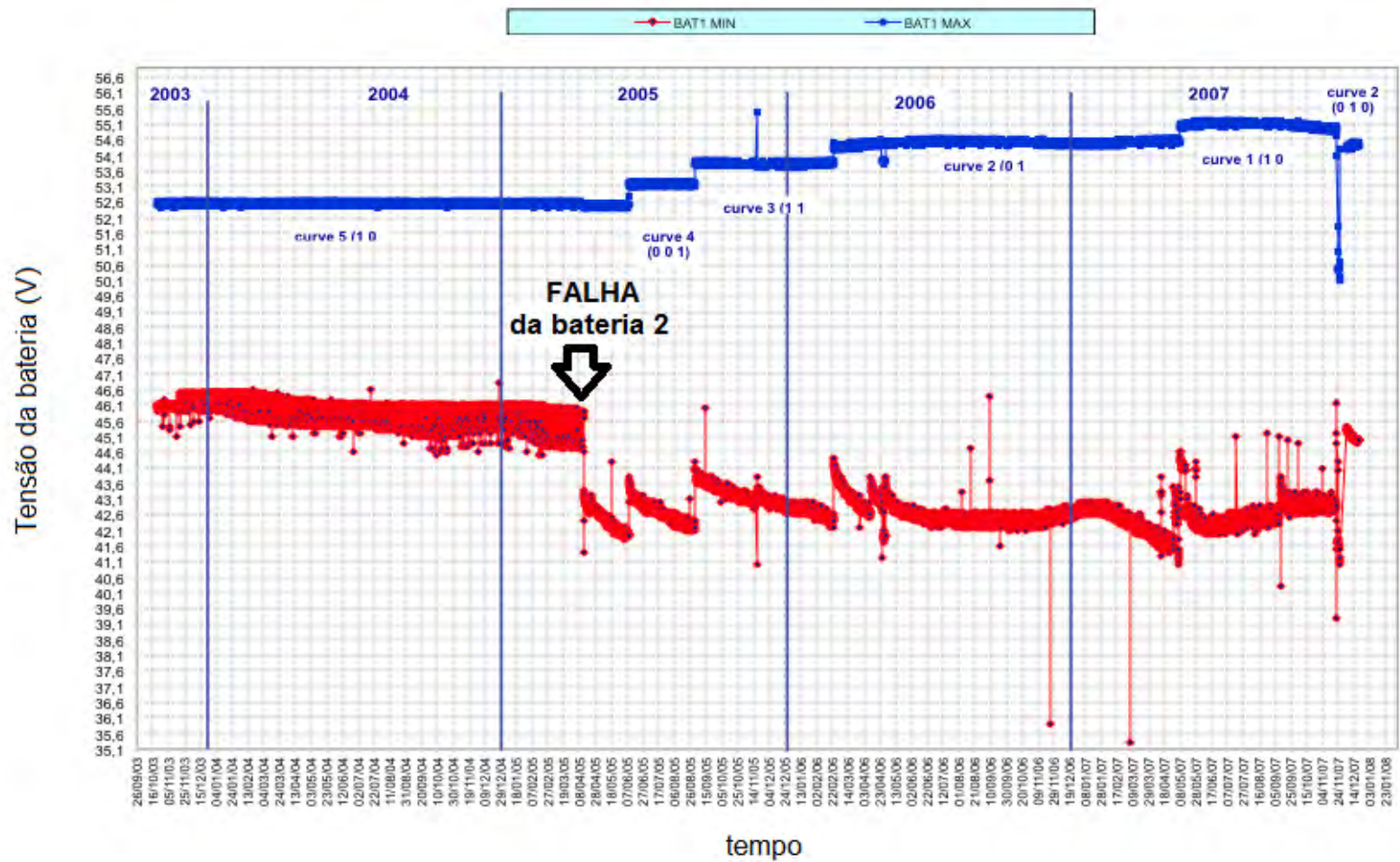


Figura 6.2 – Comportamento da tensão da bateria 1 ao longo de sua vida útil.

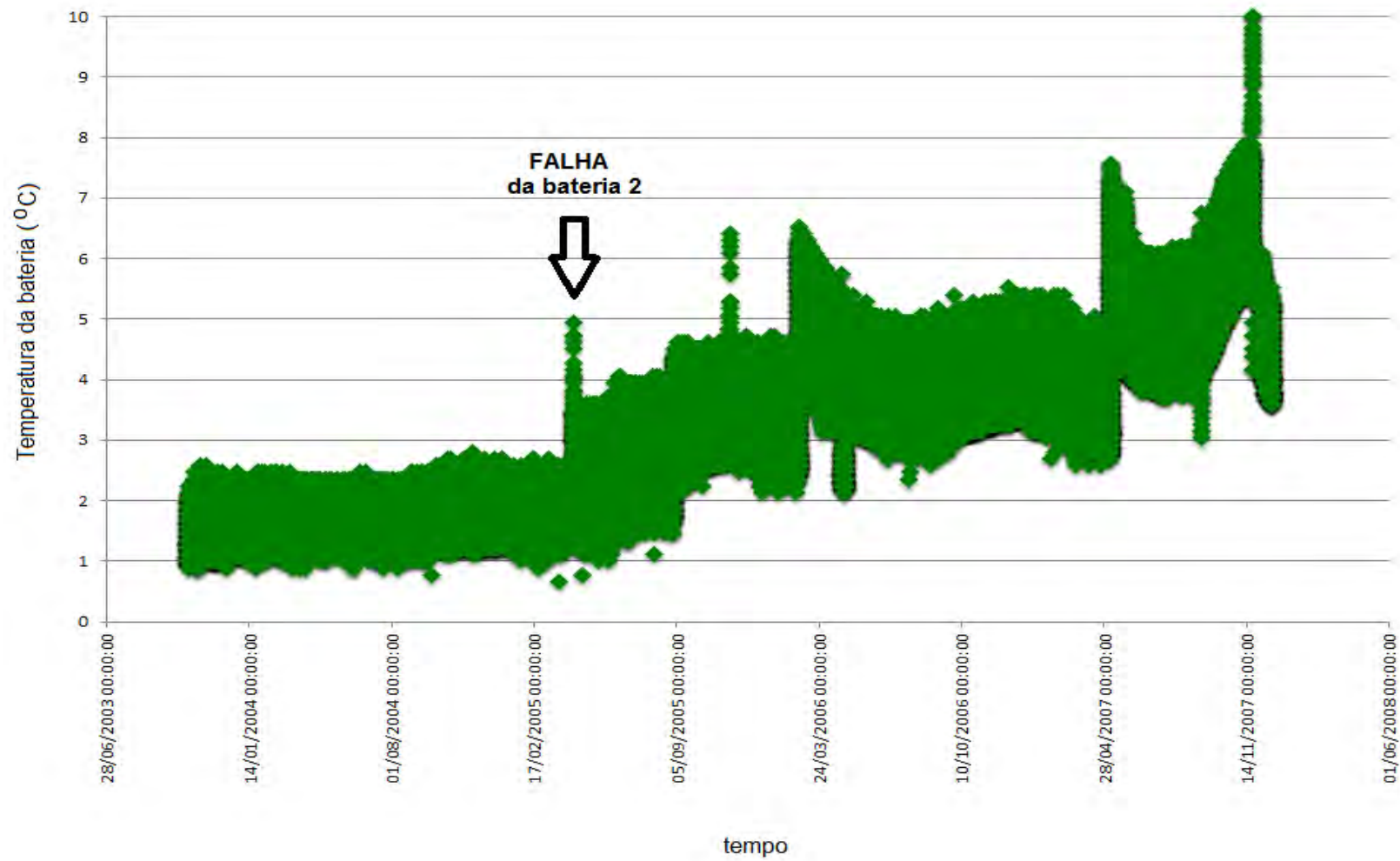


Figura 6.3 – Temperatura da bateria 1 ao longo de sua vida útil entre os anos de 2003 a 2007.

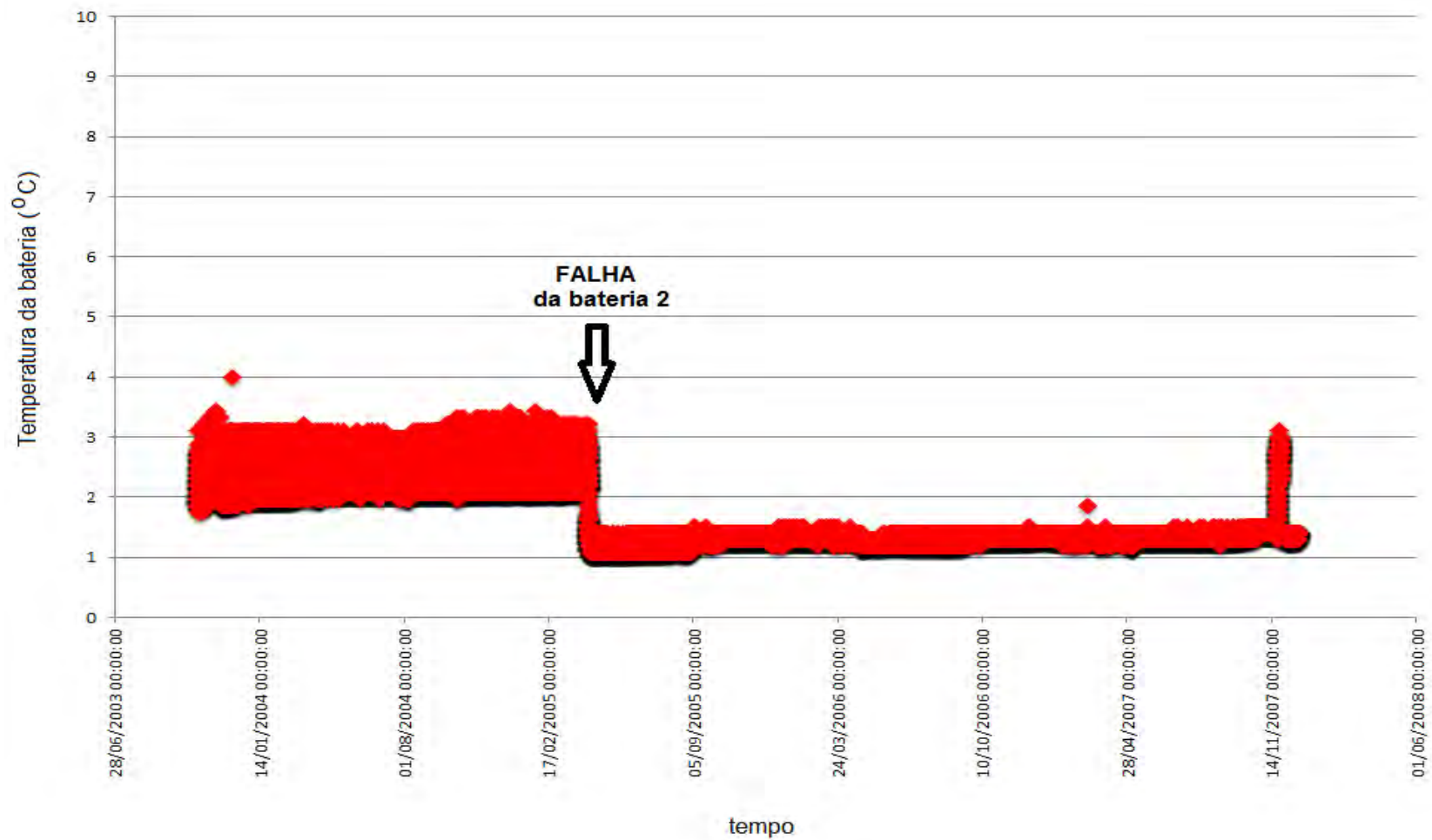


Figura 6.4 - Temperatura da bateria 2 ao longo de sua vida útil entre os anos de 2003 a 2007.

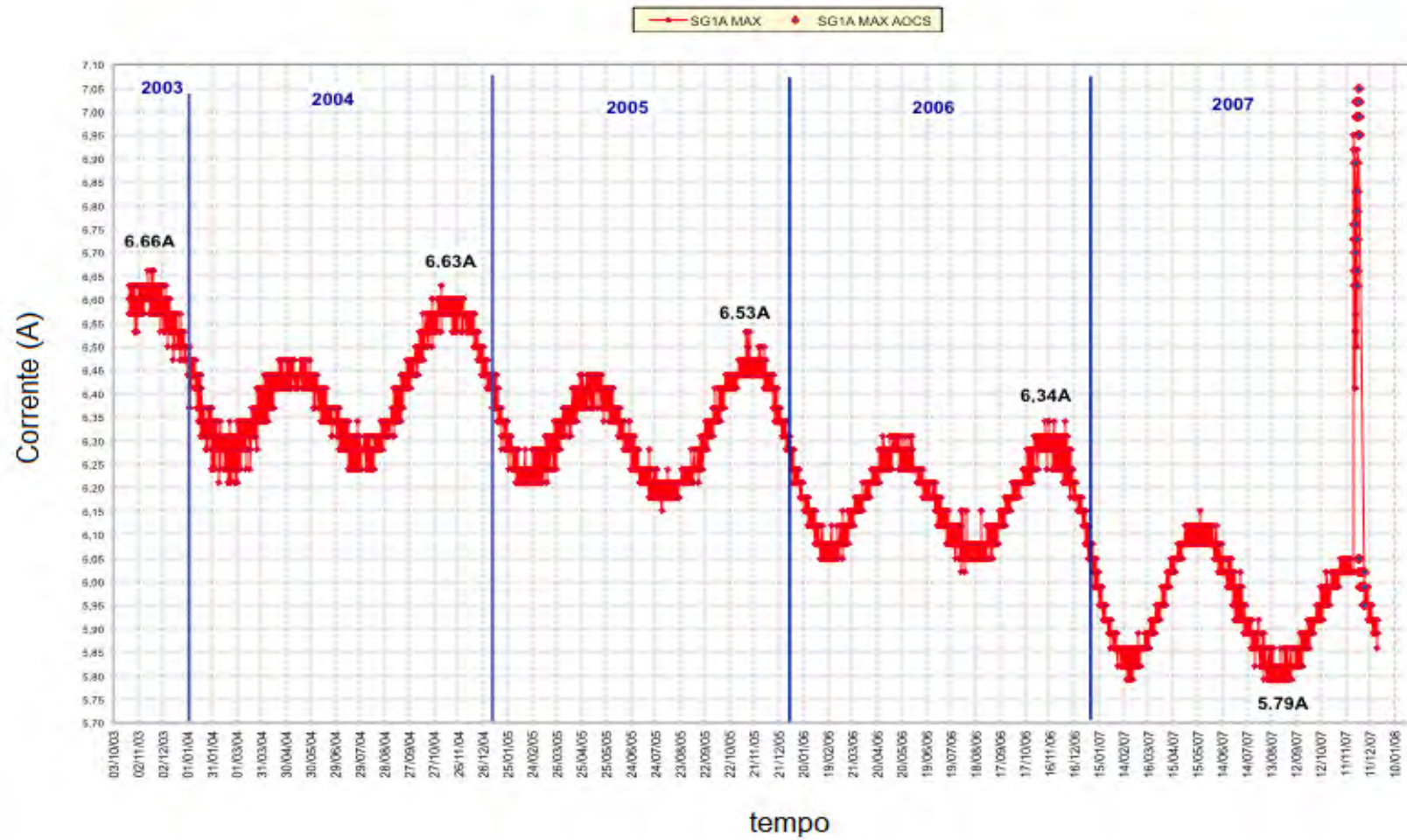


Figura 6.5 – Corrente do SAG ao longo de sua vida útil entre os anos de 2003 a 2007.

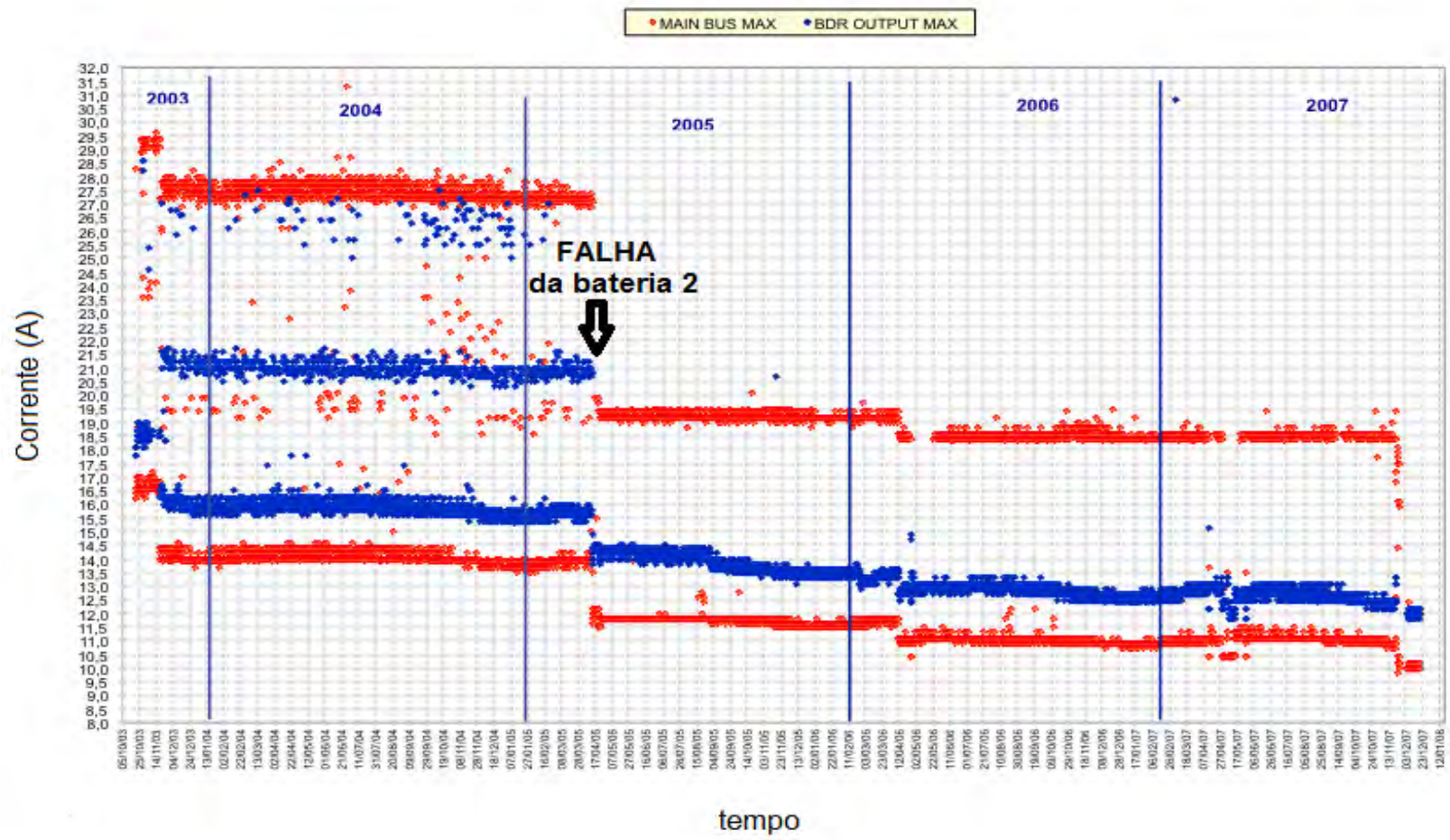


Figura 6.6 – Correntes de operação do barramento.

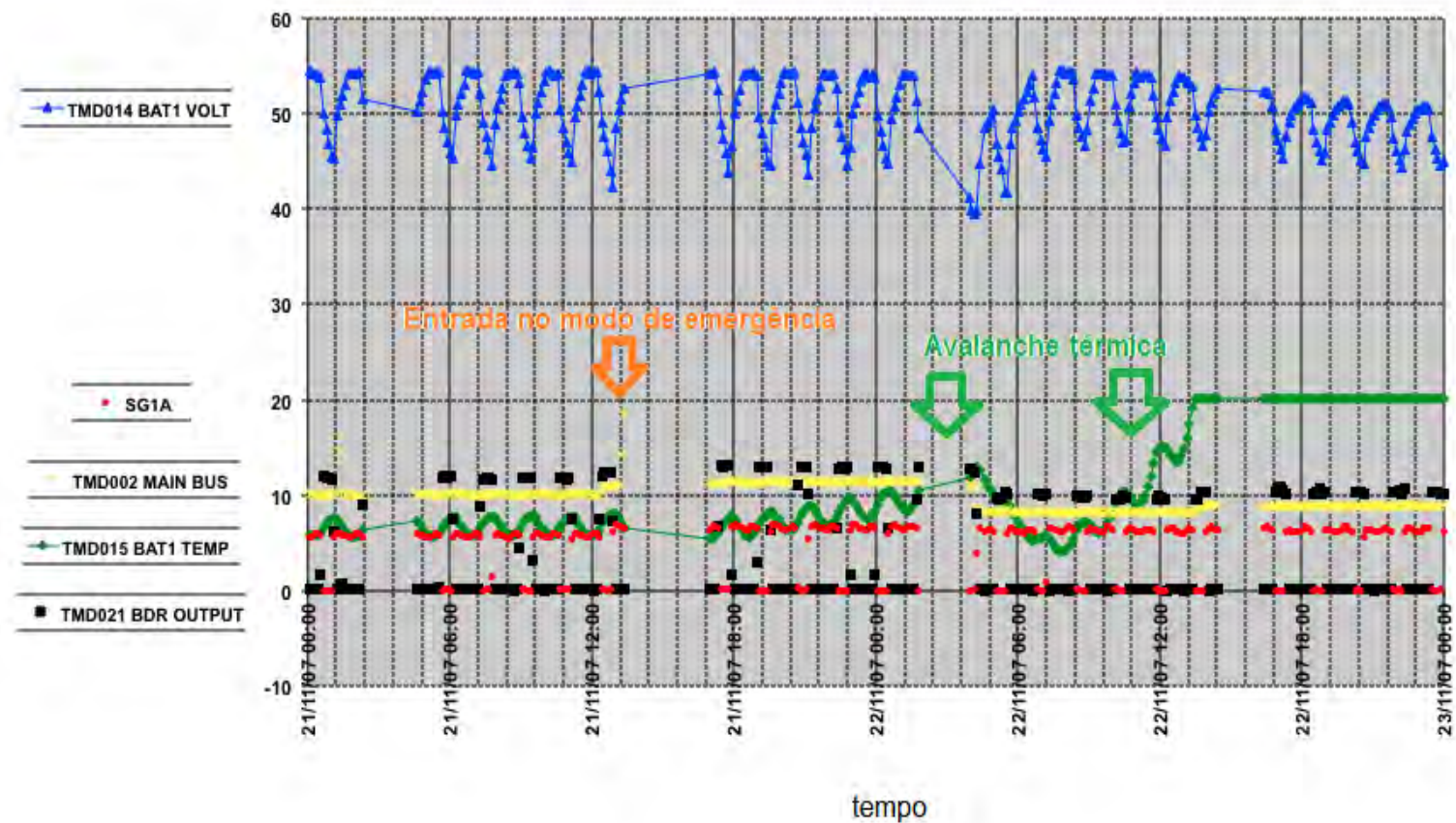


Figura 6.7 – Avalanche na temperatura da bateria. Temperatura da bateria em °C (TMD015 BAT1 TEMP-curva verde), tensão da bateria em volts (TMD014 BAT1 VOLT-curva azul), corrente do painel solar em ampère (SG1A-curva vermelha), Corrente do barramento em ampère (TMD002 MAIN BUS-curva amarela) e corrente de saída do BDR em ampère (TMD021 BDR OUTPUT-curva preta).

Entrada no modo de emergência

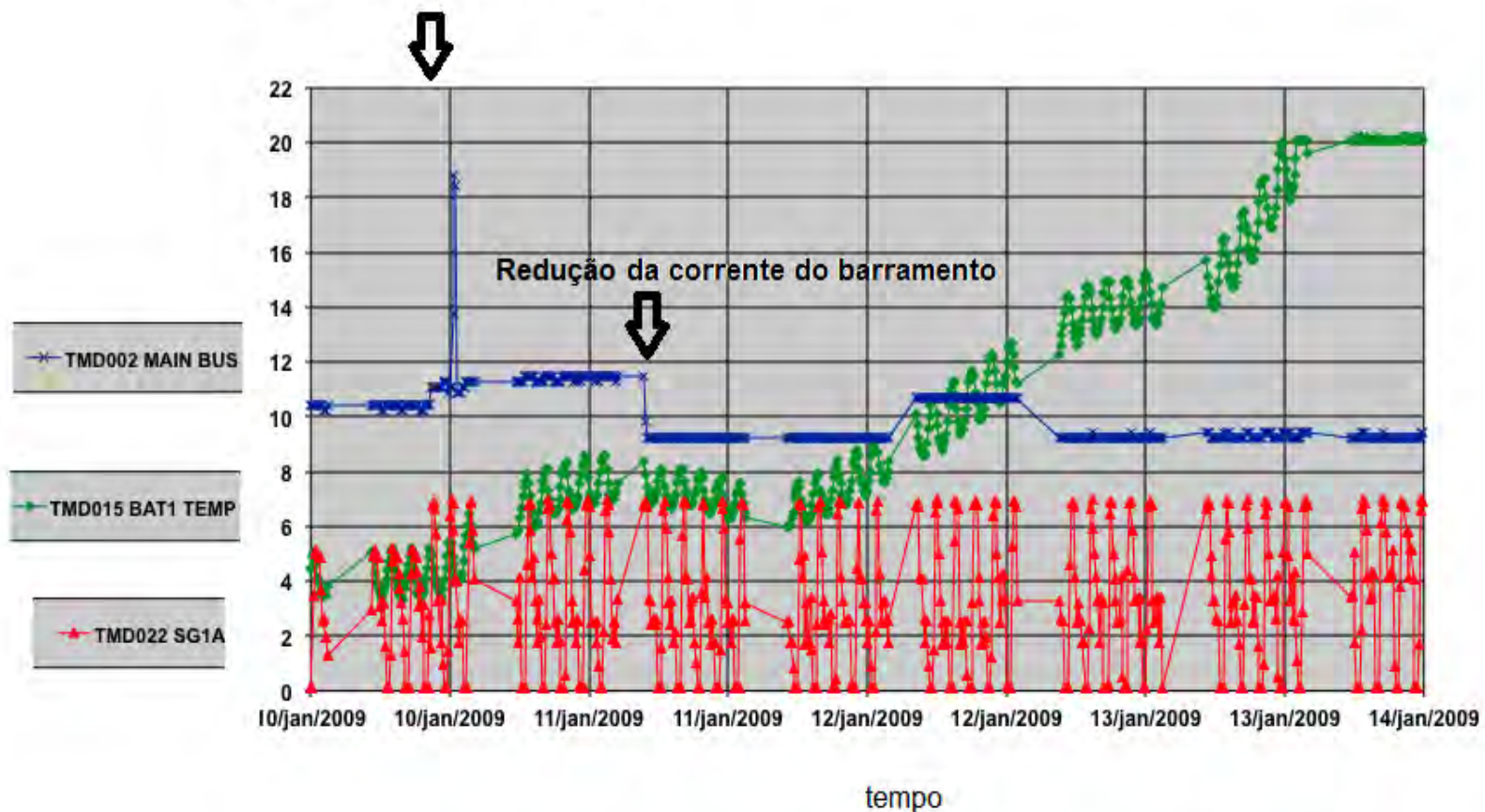


Figura 6.8 – Avalanche na temperatura da bateria. Temperatura da bateria em °C (TMD015 BAT1 TEMP-curva verde), corrente do painel solar em ampère (SG1A-curva vermelha), Corrente do barramento em ampère (TMD002 MAIN BUS-curva azul).

7 ANÁLISES CONJUNTAS

7.1. Validação do modelo

A Figura 7.1 mostra a comparação entre os resultados de simulação e os valores médios de telemetria para início de vida. A Figura 7.2 mostra a comparação entre os resultados de simulação e os valores médios de telemetria para final de vida.

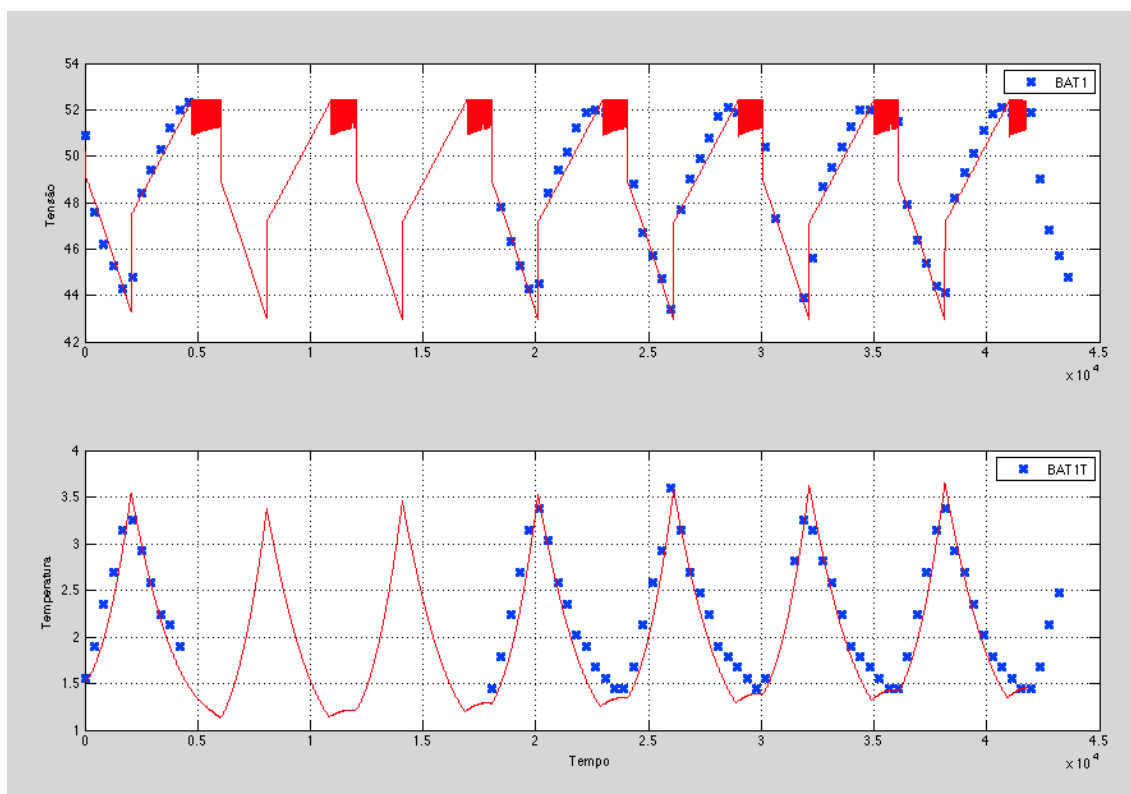


Figura 7.1 – Comparação entre simulação (curva vermelha contínua) e telemetrias de voo (pontos azuis) para início de vida (BOL). Tensão da bateria em volts (gráfico superior) e temperatura da bateria em °C (gráfico inferior).

Nestas comparações, podemos observar que os resultados de simulação e dados de voo para o modelo elétrico apresentam uma boa concordância, refletida na tensão da bateria, com a curva vermelha (simulação) praticamente sobrepondo os dados de voo (pontos azuis). O modelo térmico também

aproxima o comportamento real do sistema para os parâmetros de início de vida. Há uma boa concordância da temperatura entre os resultados de simulação e dados de voo para o modo de carga e descarga, identificados, respectivamente, pelas regiões em que a tensão da bateria aumenta e diminui linearmente. A indicação de entrada no modo de sobrecarga, identificada pela região em que a tensão da bateria se mantém aproximadamente constante, pode ser vista nos dados de telemetria, através da mudança de declividade da temperatura e na curva de simulação, como um leve aumento na temperatura no final do período solar. Este último comportamento se intensifica no final de vida como pode ser visto na Figura 7.2. Para os parâmetros EOL, permanece a concordância entre simulação e dados de voo para o modelo elétrico. No entanto, a concordância para o modelo térmico, nesse caso, se degrada um pouco para o modo de sobrecarga, embora o valor médio da temperatura seja o mesmo em ambos os casos (simulação versus dados de voo) e o mesmo comportamento qualitativo esteja presente nas duas situações. Por exemplo, podemos ver que durante o modo de sobrecarga, identificado pela região em que a temperatura é aproximadamente constante, há um excesso de calor, aumentando a temperatura da bateria tanto nos dados de voo quanto nas telemetrias. Alguns fatores podem contribuir para que se tenha um acoplamento perfeito entre simulação e dados de voo para o modo de sobrecarga no final de vida. O primeiro deles é o fato de as telemetrias serem valores aproximados dos sinais reais, uma vez que refletem a tolerância de componentes usados no projeto e erros de quantização. O segundo, por estarmos trabalhando com um modelo de parâmetros concentrados no caso simulado, enquanto que no caso real, a partir dos quais são obtidos os dados de voo, seria mais bem representado por um modelo de parâmetros distribuídos, pois de fato no satélite as duas baterias são divididas em quatro sub-baterias, cada uma delas montadas em posições distintas com o calor gerado por uma interferindo na temperatura das outras. Além disso, na simulação realizada pelo software Simulink, o efeito da temperatura sobre a eficiência de carga foi modelado por meio da ferramenta *Look-Up-Table*, a qual

realizou um formato de curva de eficiência de carga exponencial que pode na prática não ser a representação real da bateria em questão. Assim, o modelo exigiria um maior trabalho de ajuste de parâmetros que, embora já realizado, ainda não tenha produzido até o momento um perfeito casamento entre os resultados. Deve-se também levar em conta que os dados de voo aqui apresentados provêm de valores médios de telemetria, conforme já explicados, com uma taxa de aquisição relativamente alta (52 segundos).

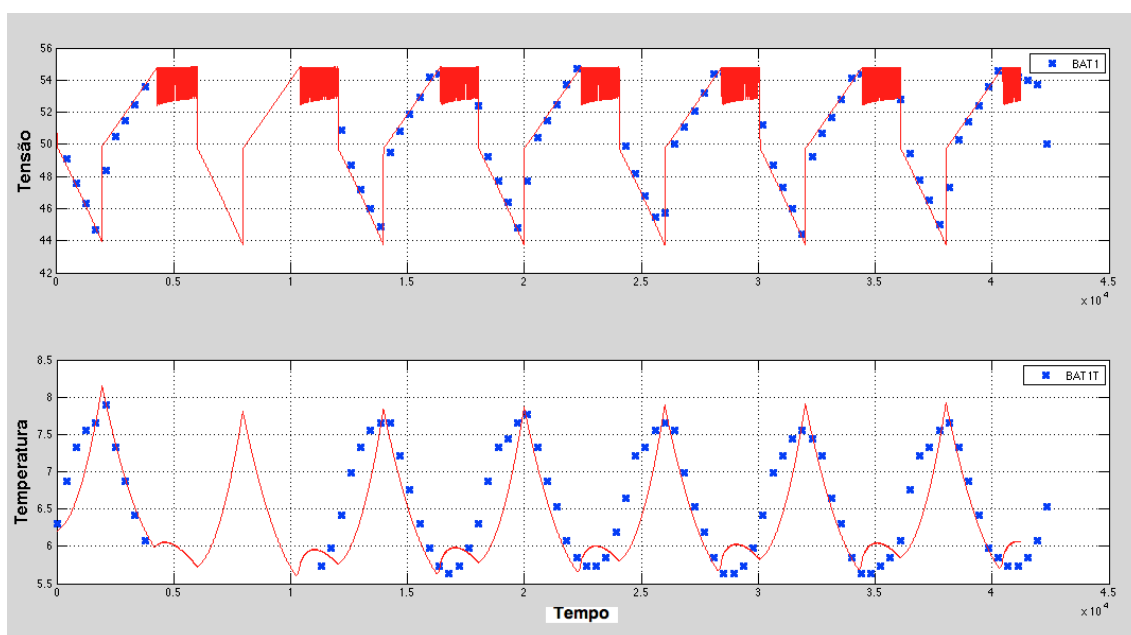


Figura 7.2 - Comparação entre simulação (curva vermelha contínua) e telemetrias de voo (pontos azuis) para final de vida (EOL). Tensão da bateria em volts (gráfico superior) e temperatura da bateria em °C (gráfico inferior).

7.2. Mapas de Poincaré

7.2.1. Início de vida versus final de vida

De acordo com a Definição 3 dada na página 75, apresentaremos agora as órbitas positivas do sistema térmico para parâmetros de início e final de vida. Para obtê-las, fizemos uso de métodos numéricos para integrar a dinâmica do

sistema térmico e amostrá-lo em intervalos regulares de período orbital T . Os valores obtidos por meio da simulação do modelo, apresentados nessa forma gráfica, trazem informações valiosas sobre a dinâmica do sistema. Essas órbitas são apresentadas nas figuras seguintes, nas quais vemos um conjunto de pontos juntamente com a diagonal de 45° . Na Figura 7.13, podemos ver as órbitas para os parâmetros BOL. Identifica-se claramente um ponto fixo pouco acima de 1.2 graus Celsius. A reta que une esses pontos possui inclinação menor que 45° e, portanto, o sistema é estável. A característica marcante do final de vida é que a reta que une os pontos da órbita positiva se aproxima bastante da inclinação de 45° . Além disso, o ponto fixo que estava bem identificado para início de vida, deixa de estar para final de vida. Esses últimos efeitos estão evidenciados na Figura 7.4.

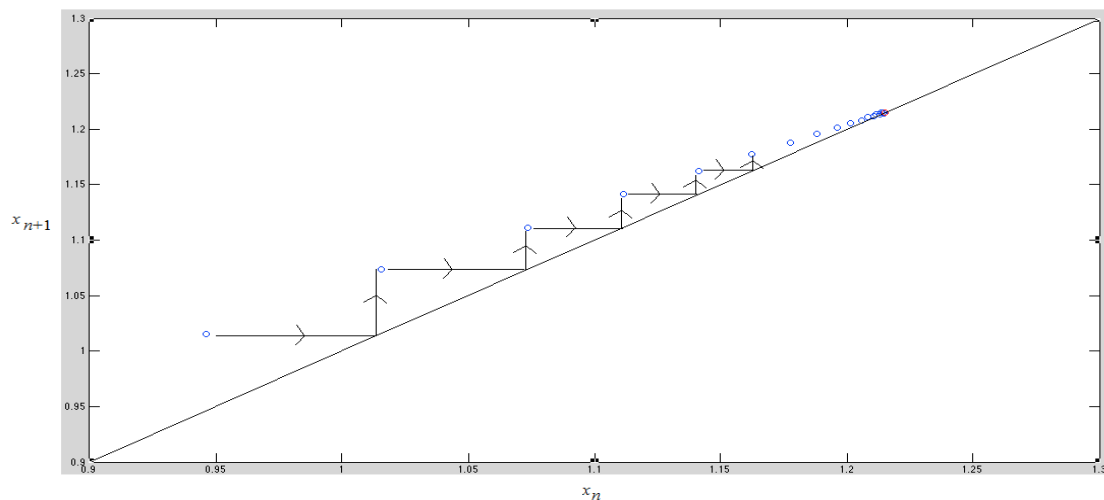


Figura 7.3 – Mapa BOL das órbitas de temperatura (variável x) para $C_d=20F$ e $R_2=0,1ohms$.

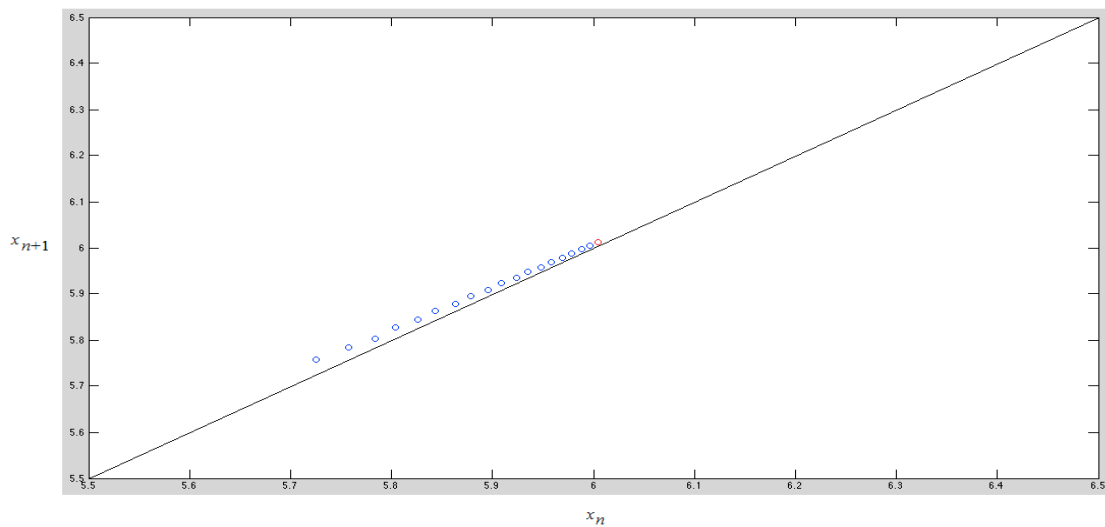


Figura 7.4 – Mapa EOL das órbitas de temperatura (variável x) para $C_{dl}=20F$ e $R_2=0,1ohms$.

7.2.2. Variação do parâmetro capacitância *double-layer*

A alteração do valor de capacitância de *double-layer* tem efeitos distintos para início e final de vida. A degradação desse parâmetro em BOL faz o sistema caminhar para um valor DC maior, em um novo ponto fixo, permanecendo estável, conforme se pode notar pela inclinação menor do que 45° da que reta que une os pontos da órbita da Figura 7.5. No entanto, em final de vida, podemos disparar um processo de avalanche térmica, diferentemente do que acontece em início de vida, quando consideramos um valor maior dessa capacitância, o que equivale à degradação dessa característica da bateria ao longo da missão. Essa mesma degradação em EOL causa instabilidade, que está evidenciada na reta que une os pontos da órbita da Figura 7.6 cuja inclinação atingiu valores maiores que 45° , evidenciando o disparo de avalanche térmica.

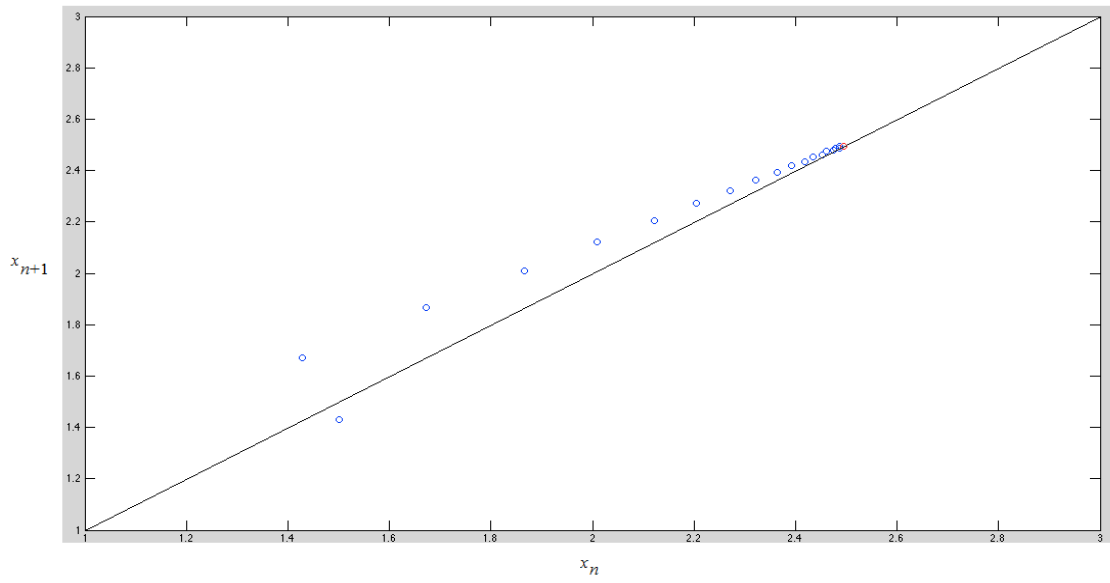


Figura 7.5 - Mapa BOL das órbitas de temperatura (variável x) para $C_d=400F$ e $R_2=0,15ohms$.

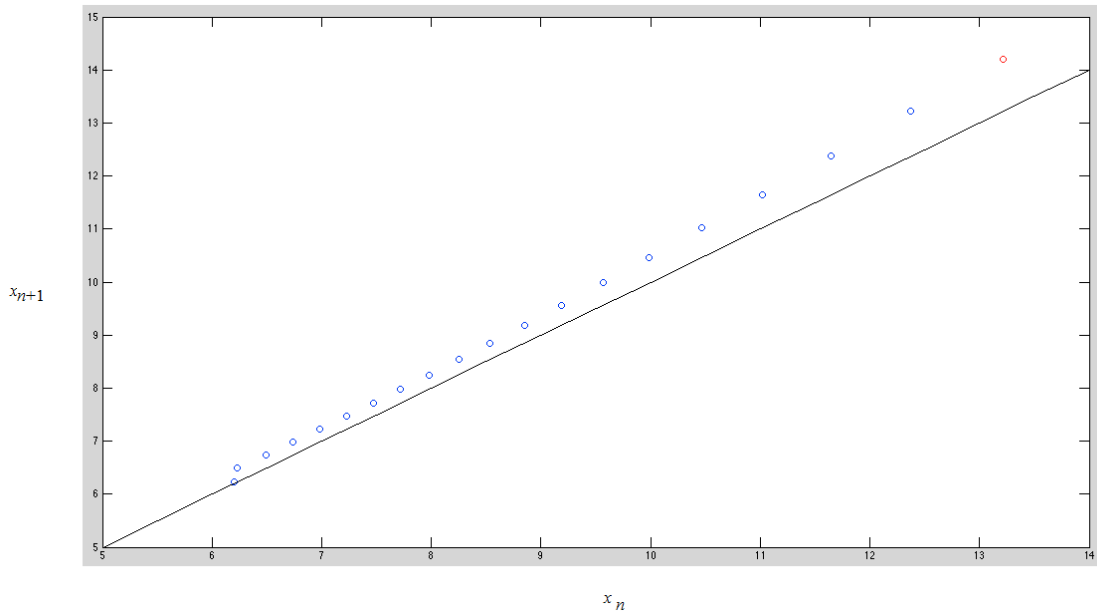


Figura 7.6 – Mapa EOL das órbitas de temperatura (variável x) para $C_d=400$ e $R_2=0,15$.

7.2.3. Modo de Emergência

Por fim, veremos o que acontece quando o satélite entra no Modo de Emergência, sob o ponto de vista de mapa de Poincaré, conforme também já mostrado nos resultados de simulação apresentados na Figura 5.8 e agora visto através do mapa da Figura 7.7. A reta que une os pontos da órbita e define o mapa de Poincaré também indica sistema instável, uma vez que sua inclinação é maior do que 45° . Estas observações sugerem fortemente que a inclinação do mapa de Poincaré pode ser uma excelente métrica para indicar a margem de estabilidade do sistema de suprimento de energia para satélites apresentado e discutido neste trabalho. Há dois instantes distintos nessas órbitas. O primeiro, quando se aumenta a corrente do painel solar; e o segundo, quando se diminui o consumo das cargas, diminuindo a corrente do barramento. Com a capacitância de *double-layer* também degradada, o sistema entra no modo de sobrecarga por meio de um círculo vicioso, disparando a temperatura da bateria para valores cada vez mais altos.

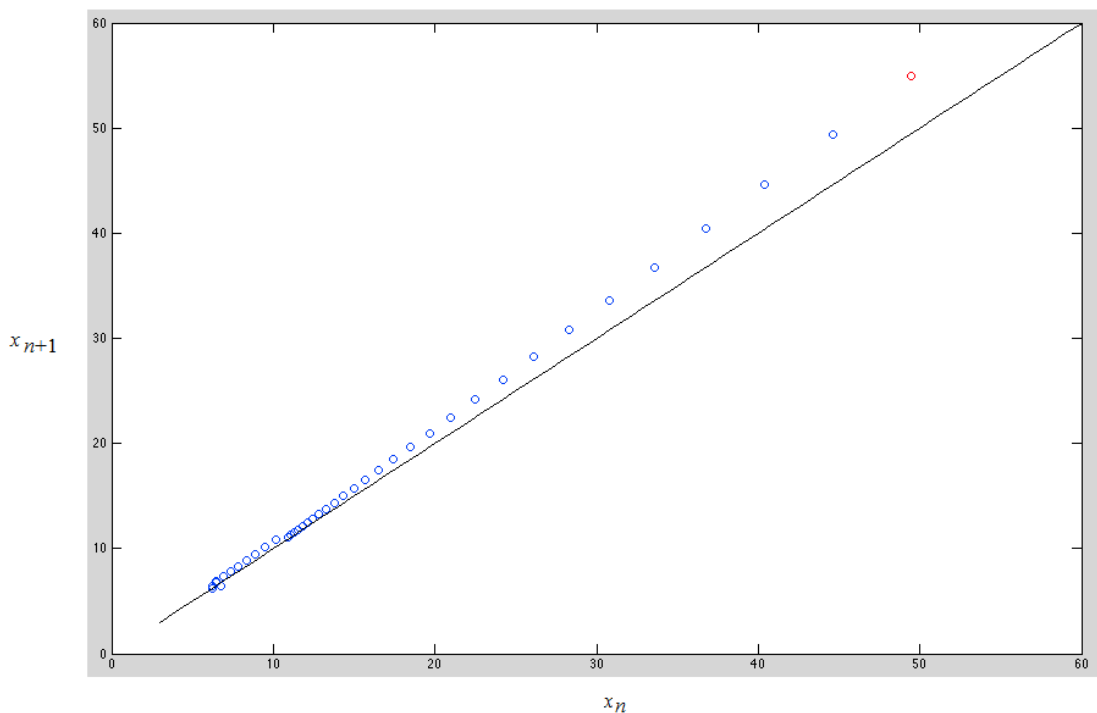


Figura 7.7 – Mapa de Poincaré correspondente à entrada no Modo de Emergência com parâmetro C_{dl} de final de vida (EOL).

7.3. Critério de estabilidade

O uso da ferramenta já apresentada, conhecida como Mapa de Poincaré, nos permite ter uma visualização gráfica da estabilidade do sistema. Embora seja difícil a obtenção de uma expressão analítica para o mapa no caso mais geral da Equação (4.5), é possível, no entanto, obtê-lo numericamente, amostrando a trajetória da temperatura da bateria em intervalos regulares de período igual ao período orbital, tal como realizado nos gráficos da seção anterior, cujos pontos definem a órbita positiva $x_k^+(t, t_0, x_0)$.

Inicialmente, torna-se importante mencionar algumas propriedades do mapa de Poincaré que foram observadas ao utilizá-lo como ferramenta de solução do nosso problema. Tais propriedades permitem uma visualização da estabilidade na dinâmica do sistema de uma forma gráfica e simples.

Propriedade 1: Dentro da faixa de operação da temperatura da bateria, entre 0°C e 10°C, quanto mais alta a temperatura, mais próximo da instabilidade se encontra o sistema.

Esta primeira propriedade se refere à declividade a_0 do mapa. Para se obter este parâmetro, inicialmente tomamos a derivada da função $f(x)$, cujo gráfico pode ser visto na Figura 4.16, curva superior, em torno de um ponto de operação *DC*. Essa derivada é a constante fornecida pela exponencial da Equação 4.25. Juntando essas informações, podemos concluir que a declividade do mapa se altera à medida que se muda o ponto de operação. Para valores de temperatura próximos de 10°C, a derivada da função $f(x)$ tende a diminuir, fazendo o valor de a_0 se aproximar de 1 (diagonal de 45°). A Tabela 3, abaixo, mostra essa influência para valores de k_1 e k_2 respectivamente iguais a 0,4 e $5,6 \cdot 10^{-9}$.

Tabela 4 – Parâmetros do mapa em função da temperatura.

$X_{dc}(^{\circ}\text{C})$	a_0	Declividade(graus)
-100	0,9896	45
-80	0,9856	45
-60	0,9807	44
-40	0,9748	44
-20	0,9679	44
-10	0,9640	44
-6	0,9624	44
-5	0,9619	44
-4	0,9615	44
-2	0,9607	44
-1	0,9602	44
0	0,4672	25
2,5	0,5587	29
4	0,6220	32
6,75	0,7572	37
8	0,8280	40
9	0,8894	42
9,5	0,9218	43
10	0,9553	44
12	0,9544	44
14	0,9535	44
16	0,9525	44
20	0,9506	44
40	0,9401	43
60	0,9283	43
80	0,9151	42
100	0,9007	42

Os dados da Tabela 4 ilustram que, para temperaturas próximas de 0°C , o mapa tem declividade baixa, inclinando-se em direção à diagonal de 45° à medida que a temperatura aumenta. Este fato, observado para o caso em estudo, indica uma dinâmica diferente para o sistema em diferentes pontos de operação, uma característica bastante comum em sistemas não lineares (Hsu & Meyer, 1968).

Propriedade 2: Um *offset* do parâmetro b_0 provoca variação do ponto fixo do mapa.

A segunda propriedade se refere à influência do valor de b_0 e do ponto de operação, quando houver, $f(X_{dc})$, em deslocar o mapa na vertical. O valor de b_0 é obtido por meio da integral de convolução da Equação 4.26. Como a entrada da planta térmica é o calor interno das reações da bateria, o valor de b_0 é um

efeito do balanço energético do calor transferido durante o ciclo de carga, sobrecarga e descarga.

Por exemplo, se imaginarmos qual a influência de uma variação por degrau de b_0 para dois mapas com declividades diferentes, podemos deduzir que o mapa de maior inclinação irá para um ponto DC maior. Em outras palavras, estamos falando da sensibilidade do sistema ao aporte de energia calorífica.

Propriedade 3: A variação de temperatura provoca bifurcação do mapa, refletindo-se em *offset* e alteração de ganho.

Juntando as duas propriedades anteriores, podemos pensar no mapa como um caso de bifurcação, uma vez que os parâmetros b_0 e a_0 variam à medida que o sistema muda de ponto de operação, ao aumentar ou diminuir a temperatura da bateria. O mapa poderia, então, ser escrito como

$$\pi(x_0) = \lambda + \lambda_0 x_0 \quad (7.1)$$

Assim, dados os valores correspondentes de λ e λ_0 , existe um único ponto fixo, dado pelo cruzamento do mapa com a diagonal. Se, num dado instante, o calor de sobrecarga começar a aumentar, isso irá se refletir em valores maiores de λ e λ_0 , conseqüentemente aumentando a temperatura ainda mais. Tal variação, por sua vez, inclina o mapa em direção à diagonal e diminui a eficiência de carga, devido ao coeficiente positivo da eficiência de carga com a temperatura. Essa diminuição de eficiência, por sua vez, gera mais calor de sobrecarga e um círculo vicioso pode se iniciar e se refletir na entrada da planta térmica, com aumento crescente do termo forçante $q(t)$, traduzido no mapa como uma bifurcação por meio de aumentos sucessivos dos parâmetros λ e λ_0 .

Uma expressão analítica para o mapa de Poincaré, apresentada na equação (4.54), foi obtida para um caso particular da carga e descarga da bateria, definido na Figura 4.26. Para esse caso, pode-se observar que, sob determinadas condições, o mapa pode ter inclinações maiores do que 45° .

Casos mais gerais, como o sistema real do satélite CBERS2, devido à complexidade de uma solução analítica, foram tratados por meio de soluções numéricas e apresentada a órbita positiva de forma gráfica nas seções anteriores.

Essas propriedades do mapa de Poincaré sugerem a proposta de uma nova métrica que indique a partir de uma indicação gráfica, a margem de estabilidade do sistema quanto à possibilidade de se disparar avalanche térmica. Considerando a reta ajustada a n pontos simulados da órbita positiva, define-se a inclinação ρ dessa reta como se segue

$$\rho = \lim_{n \rightarrow \infty} (\text{inclinação da reta ajustada a } n \text{ pontos simulados}) \quad (7.2)$$

Para ilustrar a aplicação dessa métrica, considere os dois casos distintos da Figura 7.8.

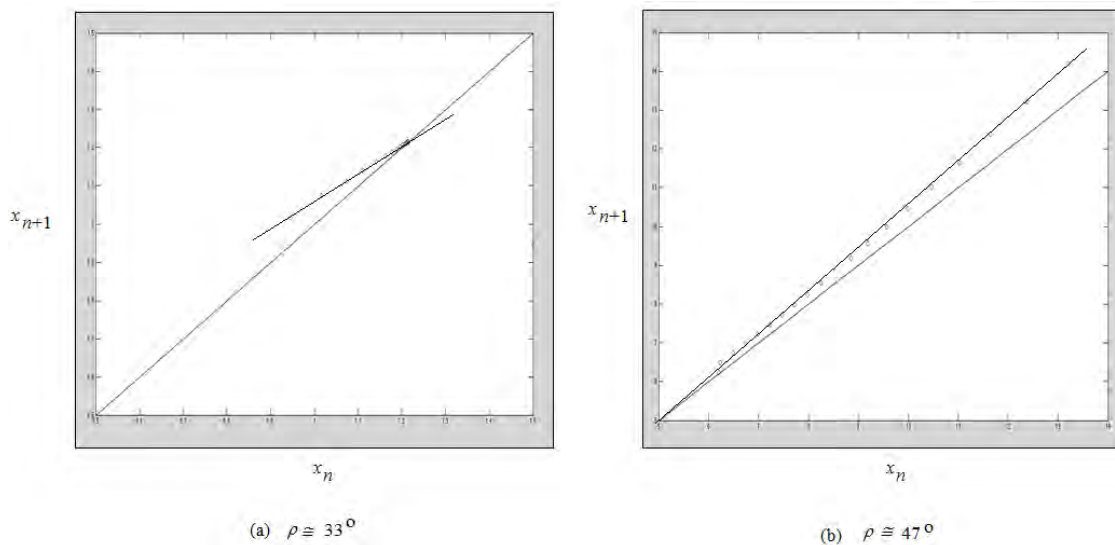


Figura 7.8 – Métrica de margem de estabilidade.

Para o caso (a) da Figura 7.8, que corresponde ao sistema em início de vida, nota-se um mapa com inclinação de aproximadamente 33° , indicando um sistema estável. Nesse caso, uma condição inicial dada irá caminhar em direção ao ponto fixo próximo de $1,2^\circ\text{C}$. Já no caso (b), que corresponde ao

sistema em final de vida com parâmetros degradados, observa-se um sistema instável, representado por um mapa de inclinação aproximada de 47° .

As órbitas positivas apresentadas na Figura 7.8, e que foram utilizadas para calcular a declividade do mapa, foram obtidas por meio de simulação do modelo desenvolvido. Isso permite uma análise *a priori* da margem de estabilidade. Essa mesma técnica pode, no entanto, ser aplicada com os dados de voo de futuros satélites que venham a ser lançados. Neste caso, a amostragem, a cada período orbital, da trajetória de temperatura da bateria exibiria um mapa obtido diretamente da situação real do sistema em voo. Isso pode ser feito até mesmo sem se conhecer os detalhes internos do sistema, mas apenas amostrando a saída de interesse do mesmo, nesse caso, a temperatura da bateria.

8 CONCLUSÕES, SUGESTÕES E RECOMENDAÇÕES

Neste trabalho, apresentamos um modelo de um sistema de carga e descarga de baterias para satélites artificiais, abordando cinco aspectos distintos: térmico, elétrico, químico, orbital e lógico que se convencionou denominar por modelo TEQOL. Utilizou-se princípios gerais como a Primeira Lei da Termodinâmica para realizar o acoplamento entre os fenômenos elétricos e químicos, o que permite que modelo aqui desenvolvido possa ser utilizado para diferentes tipos de tecnologia de baterias por meio de um ajuste mínimo de parâmetros, sendo o principal, a entalpia de reação química da tecnologia utilizada.

A solução desse modelo foi obtida por meio de métodos numéricos, utilizando o pacote de software Simulink/Matlab. Os algoritmos de controle de carga e aquecimento de bateria adotados equivalem exatamente ao utilizado no satélite CBERS2.

Fez-se também uso de ferramentas geométricas para o estudo qualitativo de equações diferenciais, conhecidas como mapas de Poincaré, a partir dos quais é possível obter uma visualização gráfica simplificada sobre a estabilidade do sistema.

Os resultados de simulação para a trajetória de tensão, corrente e temperatura da bateria apresentaram uma boa concordância com dados de voo, apesar de o modelo aqui apresentado abordar o sistema de maneira macroscópica. Foi possível mostrar que alguns modos de operação do sistema, como o Modo de Emergência, e a degradação de parâmetros, aliados à realimentação positiva entre eficiência de carga e temperatura, podem desencadear o disparo de avalanche térmica e essa instabilidade ficou bem caracterizada quando observada sob o ponto de vista das órbitas positivas, ou o conjunto de pontos que definem a reta do mapa de Poincaré, cuja declividade ficou em torno de 47° para um caso de instabilidade estudado e 33° para o sistema estável, em início de vida.

Com isso, foi possível verificar as hipóteses levantadas no início deste trabalho, estabelecendo mecanismos novos que podem disparar avalanche térmica além do estabelecimento de uma nova métrica que indique a mergem de estabilidade do sistema quanto a esse efeito indesejável.

Os resultados aqui obtidos permitem aos engenheiros responsáveis por especificar e projetar tal tipo de sistema o entendimento dos mecanismos disparadores de avalanche térmica e assim tomar as medidas necessárias para evitá-la. No caso dos satélites CBERS3&4, várias medidas preventivas já foram tomadas em direta decorrência do melhor entendimento do fenômeno. Entre as alterações feitas, encontram-se telecomandos para diminuir a situação de sobrecarga e ampliação da faixa de atuação das curvas V/T.

Como futuro trabalho, deixa-se a opção de estudo de novos algoritmos de controle que eventualmente possam vir a ser utilizados em novos satélites do INPE e assim verificar a possibilidade ou não da ocorrência desse tipo de fenômeno.

Além disso, outra derivação deste trabalho pode ser a busca por um modelo térmico de parâmetros distribuídos já que a preocupação no desenvolvimento desta Tese esteve voltada para a aproximação do sistema real por um modelo térmico de parâmetros concentrados. Essa talvez tenha sido a maior simplificação realizada, já que a bateria no satélite está dividida em quatro equipamentos, distribuídos espacialmente, com a temperatura de cada uma dessas partes interferindo na outra.

Por fim, pode-se, também, estender o modelo orbital por meio de equacionamentos de Mecânica Celeste que permitam o estudo dos efeitos de parâmetros orbitais na estabilidade do sistema.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BARD, A. J.; FAULKNER, L. R. *Electrochemical methods - fundamentals and applications*. s.l. : John Wiley & Sons, Inc, 2001. 0-471-04372-9.

BAUDRY, P. et al. Electro-thermal modelling of polymer lithium batteries for starting period and pulse power. *Journal of Power Source*, v. 54, p. 393-396, 1995.

BENHAM, H. L.; CLARK, S. D.; STOVALL, R. J. *Battery thermal runaway monitor*. 4114083 United States Patent, 12 de September de 1978.

BORTHOMIEU, Y. et al. 40 years space battery lessons learned. In: EUROPEAN SPACE POWER CONFERENCE, 8., 2008, Konstanz, Germany. *Proceedings...* Konstanz: ESA, 2008.

BORTHOMIEU, Y.; PREVOT, D.; MASGRANGEAS, D. Saft electrochemical lithium-ion model (SLIM). In: EUROPEAN SPACE POWER CONFERENCE, 8., 2008, Konstanz, Germany. *Proceedings...* Konstanz: ESA, 2008.

CHO, BO H.; LEE, FRED C.Y. Modeling and Analisis of Spacecraft Power Systems. *IEEE Transactions on Power Electronics*, v. 3, 1, p. 44-54, 1988.

COLEMAN, M. et al. A combined SOC estimation method under varied ambient temperature for a lead-acid battery. In: APPLIED POWER ELECTRONICS CONFERENCE AND EXPOSITION, 20., 2005. *Proceedings...* IEEE, 2005.

DE BIASI, A.; GALANTINI, P. The NiCd battery management in LEO operation: the SAX experience and in flight data. In: EUROPEAN SPACE POWER CONFERENCE, 5., 1998, Tarragona, Spain. *Proceedings...Tarragona: ESA*, 1998. v. 2, p. 721-726.

DELIGIANNIS, F.; EWELL, R.; GITTENS, J. *Mars rover 2003 battery charger*. Pasadena, CA : Jet Propulsion Laboratory, 1999.

DOUGHTY, D. H. *Li Ion battery abuse tolerance testing - an overview*. Albuquerque : Sandia National Laboratories-Power Source Technology Group, 2006. p. 14-15.

DUDLEY, G. J., et al. Electrical/thermal model of a Sony 18650HC li-ion cell. In: EUROPEAN SPACE POWER CONFERENCE, 7., 2005. Stresa, Italy. *Proceedings...* Stresa: ESA, 2005.

EICKE, W. G. The vicious cycle in secondary batteries - a mathematical approach. *Journal of electrochemical society*, p. 364-368, 1962.

EUROPEAN SPACE AGENCY (ESA.). *Cryosat: Facts and Figures*, 2010
Disponível em: http://www.esa.int/SPECIALS/Cryosat/SEMGOXOJH4G_0.html.
Acesso em: 10 /novembro/ 2010

FANG, W.; KWON, J. O.; WANG, C. Y. Electrochemical-thermal modeling of automotive Li-ion batteries and experimental validation using a three-electrode cell. *International Journal of Energy Research*, v. 34, p. 107-115, 2010.

FORD, F. E.; RAO, G. M.; YI, T. Y. *Handbook for handling and storage of Nickel-Cadmium batteries: lessons learned*. Greenbelt : GSFC, 1994.

GAO, L.; LIU, S.; DOUGAL, R. A. Dynamic lithium-ion battery model for system simulation. *IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies*. Sept., v. 25, n.3, p. 495-505, 2002.

GOMADAM, P. M. et al. Mathematical modeling of lithium-ion and nickel battery systems. *Journal of Power Sources*, v. 110, p. 267-284, 2002.

HALE, J. K.; KOÇAK, H. *Dynamics and bifurcations*. s.l. : Springer-Verlag, 1991. ISBN: 0-387-97141-6.

HALPERN, A. *Beginning Physics I: Mechanics and Heat*. s.l. : McGraw-Hill, 1995. ISBN: 0-07-025653-5

HOFF, C. M.; STEEVES, K. New Insights into thermal runaway of valve regulated lead-acid batteries. In: International Stationary Battery Conference. 2005, Miami Beach, FL, USA. Proceedings... Miami Beach Battcon, 2005.

HSU, J. C.; MEYER, A. U. *Modern control principles and applications*. s.l. : McGraw-Hill, 1968.

JIANG, Z.; LIU, S.; DOUGAL, R. A. Virtual-prototyping satellite electrical power systems using the virtual test bed. In: IEEE SOUTHEAST CON. 2002, Columbia, SC , USA. *Proceedings...* Columbia: IEEE, 2002.

JONGERDEN, M. R.; HAVERKORT, B. R. *Which battery model to use*. Enschede, Holanda. EEMCS. 2009.

KIM, G.H.; PESARAN, A. Analysis of heat dissipation in Li-Ion cells & modules for modeling of thermal runaway. THE 3rd INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON LARGE LITHIUM-ION BATTERY TECHNOLOGY AND APPLICATION. 2007, Long Beach, California. NREL, 2007.

KONING, M. F.; VELTMAN, A.; OSCH, P. P.J. Modeling battery efficiency with parallel branches. ANNUAL IEEE POWER ELECTRONICS SPECIALIST CONFERENCE, 35., 2004, Aachen – Alemanha. *Proceedings...* Aachen: IEEE, 2004. p. 141-147.

LARSON, W. J.; WERTZ, J. R. *Space Mission Analysis and Design*. Torrance, CA : Microcosm, Inc, 1993.

LEE, S. J. et al. The state and parameter estimation of an li-ion battery using a new OCV-SOC concept. In: POWER ELECTRONICS SPECIALISTS CONFERENCE (PESC 2007), 2007, Orlando, FL. *Proceedings... Orlando*: IEEE, 2007.

LEITE, R.M.G.; ALMEIDA, M.C.P. *Thermal control of the battery compartment PDR data package*. São José dos Campos : INPE, 1992. (CBB-IREV-004).

LEITE, R.M.G. *Thermal balance test analysis of the CBERS battery compartment developing model*. São José dos Campos : INPE, 1996. (CBB-ITRP-057).

MAcDONALD, J. R. Impedance spectroscopy. *Annals of Biomedical Engineering*. v. 20, p. 289-305, 1992.

McKISSOCK, B. et al. 2005. Preliminary results of NASA Li-Ion cell verification testing for aerospace applications. In: INTERNATIONAL ENERGY CONVERSION ENGINEERING CONFERENCE, 3., 2005, San Francisco. *Proceedings... San Francisco*: AIAA, 2005.

NASA. *National Space Science Data Center*, 1966. Disponível em: <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/masterCatalog.do?sc=1966-031A>. Acesso em: 05/04/2011.

NASA. *Dashlink*, 2010. Disponível em: <https://c3.nasa.gov/dashlink>. Acesso em: 26/03/2012.

RATNAKUMAR, B. V.; TIMMERMAN, P.; DI STEFANO, S. Simulation of temperature-compensated voltage limit curves for aerospace Ni-Cd batteries using a first principles model. *Journal of Power Sources*, v. 63, p. 157-165, 1996.

RATNAKUMAR, B. V.; TIMMERMAN, P.; STEFANO, S. D. Simulation of temperature-compensated voltage limit curves for aerospace Ni-Cd batteries using a first principles model. *Journal of Power Sources*, v. 63, p. 157-165, 1996.

SAFT. *Market Segments*, 2007. Disponível em:

<http://www.saftbatteries.com/MarketSegments/Space/tabid/152/Default.aspx>. Acesso em: 12/12/2010

SCOTT, W. R.; RUSTA, D. W. *Sealed-cell nickel cadmium battery applications manual*. Greenbelt : GSFC, 1979.

SIMONELLI, G. et al. Pspice thermo-electrical model of the aeolus electrical power system. EUROPEAN SPACE POWER CONFERENCE, 7., 2005. Stresa, Italy. Proceedings... Stresa: ESA, 2005.

SMART, M. C., et al. *Performance testing of lithium-ion cells at JPL for future NASA aerospace applications*. California: Society of Automotive Engineers. 2010.

SANDIA NATIONAL LABORATORIES (SNL). *Li ion battery abuse tolerance testing - an overview*. Albuquerque, NM, 2006.

SULLIVAN, D. O. Satellite power system topologies. *ESA Journal*. p. 77 - 88, 1989.

_____. Space power electronics - design drivers. *ESA Journal*, v. 18, 1994.

SZPAK, S.; GABRIEL, C. J. Catastrophic thermal runaway in lithium batteries. *Electrochimica Acta* v. 32, n. 2, p. 239-246, 1987.

URBAIN, M., et al. State estimation of a lithium-ion battery through kalman filter. In: POWER ELECTRONICS SPECIALISTS CONFERENCE (PESC 2007), 2007, Orlando, FL. *Proceedings...* Orlando: IEEE, 2007.p. 2804 – 2810.

ZAHRAN, M.; ATEF, A. Electrical and thermal properties of NiCd battery for low Earth orbit satellites's applications. In: WSEAS INTERNATIONAL CONFERENCE ON POWER SYSTEMS, 6., 2006, Lisboa. *Proceedings...* Lisboa: [s.n], 2006. p. 122-130.

APÊNDICE A – DETALHAMENTO DO MODELO SIMULINK.

As figuras a seguir detalham as macros desenvolvidas para o modelo simulink utilizado neste trabalho e apresentado em sua forma geral no quinto capítulo.

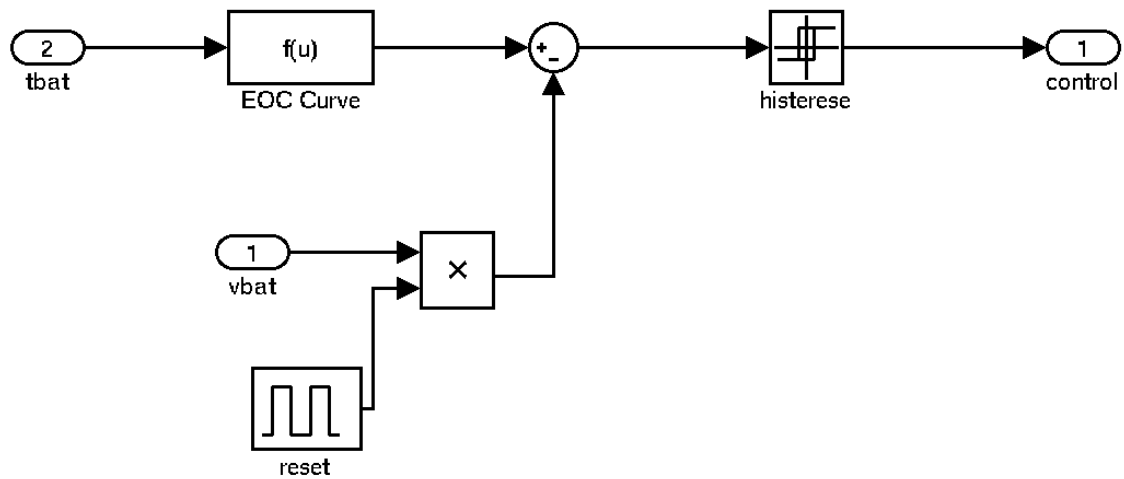


Figura A1 – Bloco *Controller*. Controlador de final de carga.

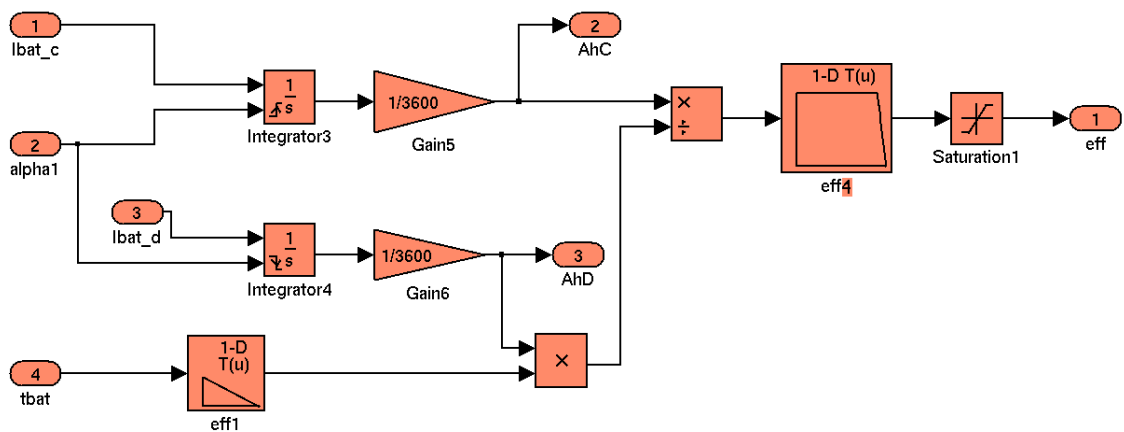


Figura A2 – Bloco *Efficiency Generator*. Gerador da curva de eficiência.

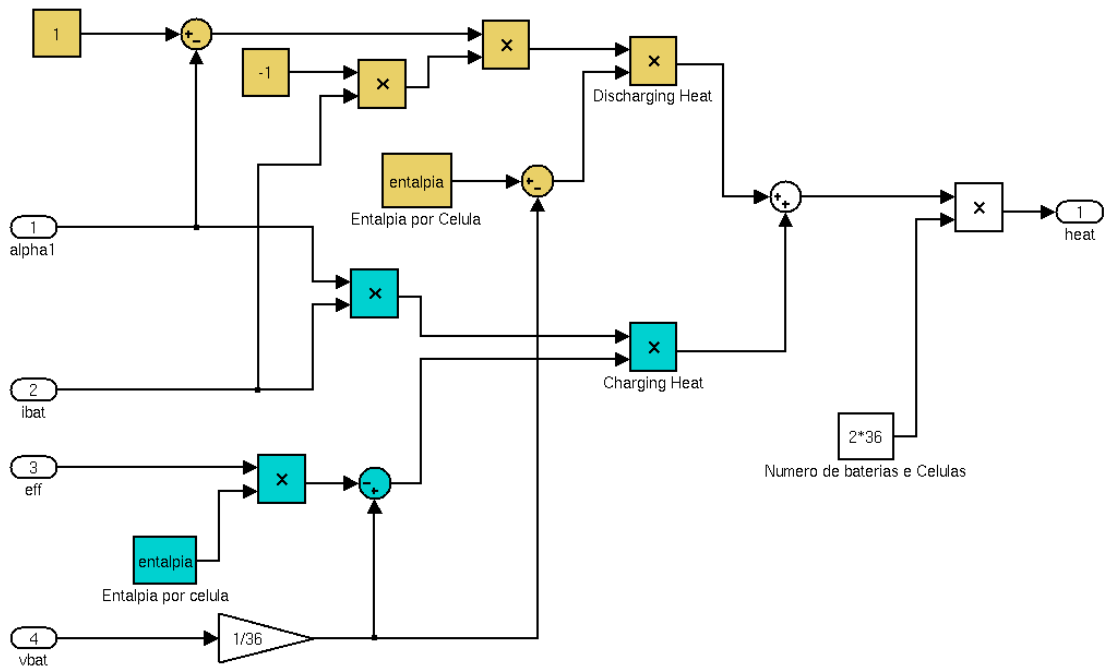


Figura A3 – Bloco *Electrical to Thermal Coupling*. Geração do calor $q(t)$.

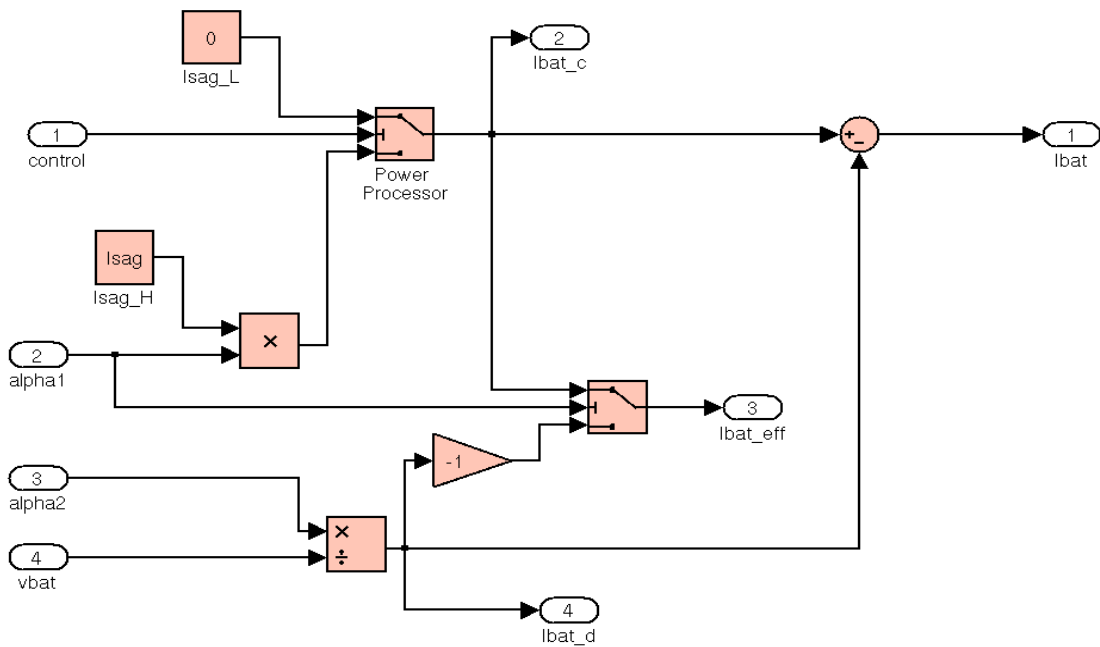


Figura A4 – Bloco *Power Processor*. Processador de energia.

APÊNDICE B – TRANSFERÊNCIAS DE CALOR

Neste apêndice, serão apresentadas duas formas de transferência de energia térmica (Halpern, 1995). Os mecanismos predominantes de transferência de calor no ambiente em que a maioria dos satélites se encontra (vácuo do espaço) são a Condução e a Radiação.

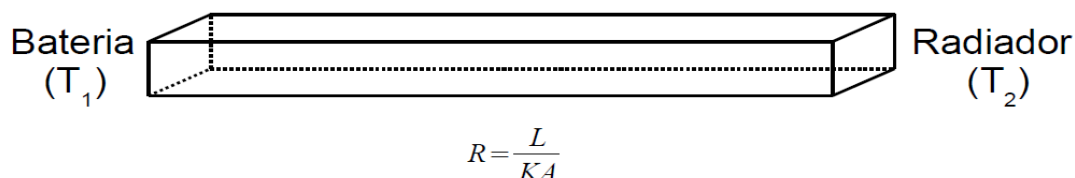
B.1 – Condução.

Sejam dois corpos com temperaturas T_1 e T_2 , por exemplo, bateria e radiador. Esses corpos estão separados por um meio físico de resistência térmica R ($^{\circ}\text{C}/\text{W}$), caracterizada pelo comprimento L do meio, pela área A de sua seção transversal e condutividade térmica K , dada em $\text{W}/\text{m}^{\circ}\text{C}$. essa situação está representada na Figura B1.

Supondo que a bateria esteja mais quente do que o radiador, o calor flui da bateria (temperatura maior) para o radiador (temperatura menor). O fluxo de calor Q em watts, ou variação temporal da energia H em joules (J), do material de maior temperatura para o de menor, permite escrever

$$Q(W) = \frac{\Delta H(J)}{\Delta t(s)} \quad \text{Eq. B1}$$

$$Q = \frac{KA}{L}(T_1 - T_2) \quad \text{Eq. B2}$$



K =condutividade térmica em $\text{W}/\text{m}^{\circ}\text{C}$

Figura B1 – Condução de Calor.

Considere agora um corpo de massa m , por exemplo 40kg de alumínio, simulando uma bateria. Ao injetar a energia H em joules, tem-se uma variação de temperatura Δx conforme a lei seguinte:

$$H = mc\Delta x \quad \text{Eq. B3}$$

em que

c é o calor específico do material em $\text{J/g}^\circ\text{C}$ e Δx , sua variação de temperatura.

Diferenciando no tempo a equação temos:

$$\frac{dH}{dt} = Q = mc \frac{dx}{dt} \quad \text{Eq. B4}$$

A constante mc , em $\text{joules}^\circ\text{C}$, é a capacitância térmica do material. Assim, a Eq.B4 é o equivalente térmico do componente elétrico capacitor, cujas equações são dadas, de forma análoga, por:

$$i_{bat} = C \frac{dv}{dt} \quad \text{Eq. B5}$$

B.2 – Radiação

Todo corpo a uma temperatura T , em kelvin, emite calor Q_{em} , em watts, na forma de ondas eletromagnéticas. Essa radiação obedece à lei de Stefan-Boltzmann,

$$Q_{em} = A\xi\sigma T^4 \quad \text{Eq. B6}$$

em que A é a área do radiador em m^2 , ξ sua emissividade, com $0 < \xi < 1$, σ é a constante de Boltzmann, cujo valor é $5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$. Um corpo se encontra em equilíbrio quando o fluxo de calor emitido (Q_{em}) é igual ao fluxo de calor absorvido (Q_{abs}). Tem-se, então,

$$Q_{net} = Q_{em} - Q_{abs} = 0 \quad \text{Eq. B7}$$

Para um radiador no espaço, tem-se o diagrama da figura abaixo, onde Q_{bat} é o calor transferido da bateria para o radiador, Q_{esp} é a soma do calor proveniente da emissão própria da Terra, do albedo da Terra e do Sol:

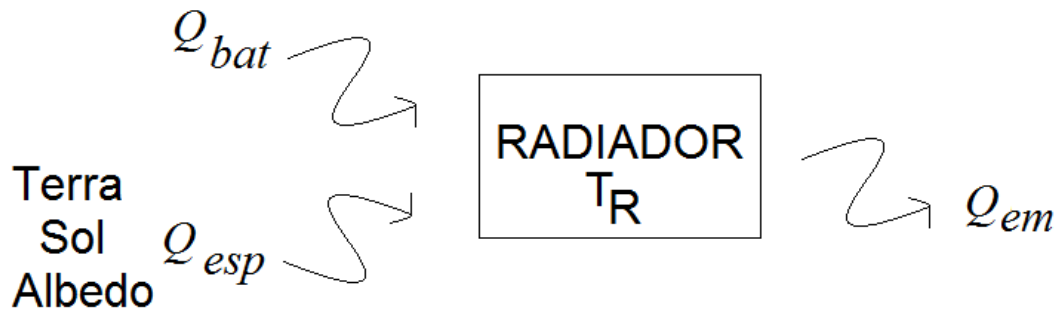


Figura B2 – Radiação de calor.

A diferença entre calor emitido e absorvido é:

$$Q_{net} = Q_{em} - Q_{abs} = Q_{em} - (Q_{esp} + Q_{bat}) \quad \text{Eq. B8}$$

No equilíbrio, tem-se Q_{net} igual a zero, equação B7 neste caso,

$$Q_{em} = Q_{esp} + Q_{bat} \quad \text{Eq. B9}$$

APÊNDICE C – LINEARIZAÇÃO

Considere o sistema

$$\dot{x} = f(x) + q(t) \quad \text{Eq.C1}$$

em que $x=x(t)$. A função $q(t)$ pode ser expressa analiticamente como uma função em t . Por exemplo, $q(t)=A+\sin(t)$. Nesse caso, podemos escrever:

$$\dot{x} = h(x, t) = f(x) + (A + \sin(t)) \quad \text{Eq.C2}$$

Supondo que a variável de estado x opera em torno de seu valor médio X_{dc} , constante, temos

$$x = X_{dc} + \delta x \quad \text{Eq.C3}$$

$$\dot{x} = \dot{X}_{dc} + \delta \dot{x} \quad \text{Eq.C4}$$

Substituindo a Eq.C4 na Eq.C2, temos

$$\delta \dot{x} = h(X_{dc} + \delta x, t) = f(X_{dc} + \delta x) + (A + \sin(t)) \quad \text{Eq.C5}$$

A aproximação por Taylor nos permite escrever

$$f(X_{dc} + \delta x) \approx f(X_{dc}) + \frac{d}{dx} f(X_{dc}) \delta x \quad \text{Eq.C6}$$

Substituindo a Eq.C6 na Eq.C5 temos

$$\delta \dot{x} \approx \frac{d}{dx} f(X_{dc}) \delta x + f(X_{dc}) + (A + \sin(t)) \quad \text{Eq.C7}$$

Se X_{dc} é o ponto de equilíbrio do sistema homogêneo ($q(t)=0$), então $f(X_{dc})=0$.

A Eq.C7 pode, então, ser escrita como:

$$\delta \dot{x} \approx \frac{d}{dx} f(X_{dc}) \delta x + q(t) \quad \text{Eq.C8}$$

PUBLICAÇÕES TÉCNICO-CIENTÍFICAS EDITADAS PELO INPE

Teses e Dissertações (TDI)

Manuais Técnicos (MAN)

Teses e Dissertações apresentadas nos Cursos de Pós-Graduação do INPE.

São publicações de caráter técnico que incluem normas, procedimentos, instruções e orientações.

Notas Técnico-Científicas (NTC)

Relatórios de Pesquisa (RPQ)

Incluem resultados preliminares de pesquisa, descrição de equipamentos, descrição e ou documentação de programa de computador, descrição de sistemas e experimentos, apresentação de testes, dados, atlas, e documentação de projetos de engenharia.

Reportam resultados ou progressos de pesquisas tanto de natureza técnica quanto científica, cujo nível seja compatível com o de uma publicação em periódico nacional ou internacional.

Propostas e Relatórios de Projetos (PRP)

Publicações Didáticas (PUD)

São propostas de projetos técnico-científicos e relatórios de acompanhamento de projetos, atividades e convênios.

Incluem apostilas, notas de aula e manuais didáticos.

Publicações Seriadas

Programas de Computador (PDC)

São os seriados técnico-científicos: boletins, periódicos, anuários e anais de eventos (simpósios e congressos). Constam destas publicações o Internacional Standard Serial Number (ISSN), que é um código único e definitivo para identificação de títulos de seriados.

São a seqüência de instruções ou códigos, expressos em uma linguagem de programação compilada ou interpretada, a ser executada por um computador para alcançar um determinado objetivo. São aceitos tanto programas fonte quanto executáveis.

Pré-publicações (PRE)

Todos os artigos publicados em periódicos, anais e como capítulos de livros.