

ARNALDO ALVES VIANA JÚNIOR
OTÁVIO MOREIRA PETITO
TIAGO AUGUSTO ORCAJO DEMAY CORDEIRO

SISTEMA DE GERENCIAMENTO DE ENERGIA PARA CUBESAT

SÃO CAETANO DO SUL

2015

ARNALDO ALVES VIANA JÚNIOR
OTÁVIO MOREIRA PETITO
TIAGO AUGUSTO ORCAJO DEMAY CORDEIRO

SISTEMA DE GERENCIAMENTO DE ENERGIA PARA CUBESAT

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado
à Escola de Engenharia Mauá do Centro Uni-
versitário do Instituto Mauá de Tecnologia,
como parte dos requisitos necessários à obten-
ção do grau de bacharel em Engenharia na
habilitação Engenharia Eletrônica. Área de
concentração: Engenharia Elétrica

Escola de Engenharia Mauá

Orientador: Prof. Me. Alessandro de Oliveira Santos

SÃO CAETANO DO SUL

2015

Júnior, Arnaldo Alves Viana

SISTEMA DE GERENCIAMENTO DE ENERGIA PARA CUBESAT/ Arnaldo Alves Viana Júnior, Otávio Moreira Petito e Tiago Augusto Orcajo Demay. – SÃO CAETANO DO SUL, CEUN-EEM, 2015

39 p. : il.

– Escola de Engenharia Mauá, SÃO CAETANO DO SUL, 2015.

Orientador: Prof. Me. Alessandro de Oliveira Santos

1. Gerenciamento de energia. 2. CubeSat. I. Petito, Otávio Moreira. II. Cordeiro, Tiago Augusto Orcajo Demay III. Instituto Mauá de Tecnologia. Centro Universitário. IV. Sistema de Gerenciamento de Energia para CubeSat

CDU

ARNALDO ALVES VIANA JÚNIOR
OTÁVIO MOREIRA PETITO
TIAGO AUGUSTO ORCAJO DEMAY CORDEIRO

SISTEMA DE GERENCIAMENTO DE ENERGIA PARA CUBESAT

Trabalho de Conclusão de Curso aprovado em ____ de _____ de
2015, pela banca examinadora composta por:

**Prof. Me. Alessandro de Oliveira
Santos**
Orientador

Professor
Convidado 1

Professor
Convidado 2

SÃO CAETANO DO SUL
2015

Agradecimentos

A Escola de Engenharia Mauá por fornecer toda a gama de conhecimento e estrutura para um melhor aprendizado.

Ao Prof. Me. Alessandro de Oliveira Santos pela assessoria prestada quanto ao desenvolvimento do tema.

Ao Prof. Rafael Corsi por todo empenho dedicado auxiliando o projeto de distintas maneiras.

E aos nossos pais, amigos e namoradas que apesar de todas as dificuldades sempre nos suportaram para o melhor desenvolvimento do projeto.

O maior bem do homem é uma mente inquieta.
(Isaac Asimov)

Resumo

Resumo do TCC

Palavras-chaves: palavra 1, palavra 2, palavra 3, palavra 4, palavra 5.

Abstract

This is the english abstract.

Key-words: word1, word2, word3, word4, word5.

Lista de ilustrações

Figura 1 – MODELO DE UM CUBESAT DE 1U	15
Figura 2 – ESTRUTURA DO CUBESAT PROPOSTA PELO NSEE-IMT	16
Figura 3 – PRINCIPAIS TIPOS DE ÓRBITAS	19
Figura 4 – BATERIA DE ÍON-LÍTIO SELECIONADA	20
Figura 5 – PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DA BATERIA DE ÍON-LÍTIO	21
Figura 6 – FOTOCÉLULAS DA <i>VIS TECHNOLOGY</i>	22
Figura 7 – <i>SET UP</i> PARA TESTE DAS FOTOCÉLULAS DA <i>VIS TECHNOLOGY</i>	22
Figura 8 – MODELO DE FOTOCÉLULA DA <i>SPECTROLAB</i>	23
Figura 9 – MODELO DE FOTOCÉLULA DA <i>EMCORE</i>	24
Figura 10 – MODELO DE FOTOCÉLULA DA <i>AZURSPACE</i>	25
Figura 11 – MODELO DE FOTOCÉLULA DA <i>TRISOLX</i>	26
Figura 12 – COEFICIENTES DE TEMPERATURA DOS CAPACITORES CERÂMICOS	27
Figura 13 – VARIAÇÃO DA CAPACITÂNCIA EM FUNÇÃO DA TEMPERATURA	28
Figura 14 – CIRCUITOS DOS SUBCONJUNTOS DO SISTEMA	29

Lista de tabelas

Tabela 1 – TIPOS DE BATERIAS E AS PRINCÍPAIS CARACTERÍSTICAS . .	20
Tabela 2 – COMPARATIVO DAS FOTOCÉLULAS DA <i>SPECTROLAB</i>	23
Tabela 3 – COMPARATIVO DAS FOTOCÉLULAS DA <i>EMCORE</i>	24
Tabela 4 – COMPARATIVO DAS FOTOCÉLULAS DA <i>AZURSPACE</i>	25
Tabela 5 – ORÇAMENTO DAS FOTOCÉLULAS DA <i>AZURSPACE</i>	25
Tabela 6 – ORÇAMENTO DAS FOTOCÉLULAS DA <i>TRISOLX</i>	26

Lista de abreviaturas e siglas

<i>Cal Poly</i>	<i>California Polytechnic State University</i>
<i>NASA</i>	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NSEE-IMT	Núcleo de Sistemas Eletrônicos Embarcados do Instituto Mauá de Tecnologia
<i>LEO</i>	<i>Low Earth Orbit</i>
<i>PV</i>	<i>Photovoltaic</i>
<i>AM</i>	<i>Air Mass</i>
<i>WRC</i>	<i>World Radiation Center</i>
T	Temperatura
<i>SMD</i>	<i>Superficial Mounting Device</i>
<i>DF</i>	<i>Dissipation Factor</i>

Sumário

1	INTRODUÇÃO	13
2	REFERENCIAL TEÓRICO	15
2.1	CubeSat	15
2.2	Surgimento	16
2.3	No Brasil	16
3	MATERIAIS E MÉTODO	18
3.1	Condições do espaço	18
3.2	Definição dos componentes	19
3.2.1	Bateria	19
3.2.2	Fotocélulas	21
3.2.2.1	SpectroLab	23
3.2.2.2	Emcore	24
3.2.2.3	AzurSpace	24
3.2.2.4	Análise de preços	25
3.2.2.5	TrisolX	25
3.2.3	Componentes passivos	26
3.2.4	Semicondutores	28
3.2.5	Ensaio possíveis	28
3.2.5.1	Validação dos subconjuntos	28
3.2.5.2	Teste de radiação	29
3.2.5.3	Teste térmico	29
3.2.5.4	Teste de vácuo	29
3.2.5.5	Teste de termovácuo	29
4	PROTÓTIPO	30
5	RESULTADOS E DISCUSSÕES	31
6	PLANO DE MARKETING	32
7	PLANO OPERACIONAL	33
8	PLANILHA FINANCEIRA	34
9	CONCLUSÕES	35

REFERÊNCIAS 36

ANEXOS 38

ANEXO A – PRIMEIRO ANEXO 39

1 Introdução

Os satélites artificiais amplamente utilizados e essenciais no dia-a-dia para diversas tarefas, como por exemplo para as transmissões televisivas e previsões meteorológicas, são objetos que orbitam os planetas em trajetórias circulares ou elípticas. Esses satélites, feitos pelo homem, são desenvolvidos especificamente para funções preestabelecidas que tornem possível alcançar objetivos maiores.

Esse formato de desenvolvimento individual faz o seu processo produtivo ser lento e com custos elevados, o que torna a alta tecnologia encontrada nos satélites restrita a pequenos grupos de engenheiros e cientistas. A combinação desses fatores acabou motivando, no final dos anos 90, os professores Jordi Puig-Suari e Bob Twiggs, a proporem o modelo do *CubeSat*, que são satélites miniaturizados com tempo de desenvolvimento e custos bem abaixo dos satélites tradicionais.

O presente trabalho apresenta o Sistema de Gerenciamento de Energia de um *CubeSat*, ele é o subsistema responsável pela geração, transmissão e gerenciamento de energia, tendo por finalidade fornecer energia elétrica suficiente para o funcionamento dos demais subsistemas pertencentes a este satélite miniaturizado, como por exemplo o subsistema de comunicação, controle de atitude e computador de bordo.

O processo de geração de energia depende da captação de luz solar suficiente para suprir a demanda energética do *CubeSat*, além de ser capaz de realizar o carregamento de uma bateria. Essa bateria, que por sua vez, tem a capacidade de assumir o fornecimento de energia para todo o sistema nos momentos nos quais o *CubeSat* estiver na região de sombra da Terra.

O Sistema de Gerenciamento de Energia foi totalmente dimensionado de forma a atender todos os pré-requisitos da construção de um *CubeSat*, que futuramente deverá ser enviado para a realização de uma missão espacial.

Esse subsistema visa fornecer a energia necessária, com incidência direta ou não de luz solar, para garantir o sucesso de missões espaciais, além de ajudar a fomentar a pesquisa e desenvolvimento de projetos para formar e capacitar alunos e pesquisadores na área espacial, além de ser parte de um projeto da Escola de Engenharia Mauá que objetiva o desenvolvimento de um *CubeSat* com tecnologia nacional.

O presente trabalho está dividido em XX capítulos contendo as seguintes abordagens.

O capítulo 1 traz a apresentação do trabalho, suas principais características, inovações e os objetivos principais.

O capítulo 2 apresenta um estudo histórico sobre os *CubeSats*, como surgiram e o

posicionamento do Brasil neste segmento.

O capítulo 3 faz um estudo sobre o estado da arte no segmento espacial, apresenta a proposta do estudo e faz a discretização dos componentes utilizados para o desenvolvimento do *CubeSat*.

O capítulo 4 mostra os resultados e discussões dos dados obtidos no levantamento dos rendimento do subsistema proposto.

O capítulo 5 trata das conclusões obtidas através das análises dos resultados dos ensaios realizados.

2 Referencial Teórico

A seguir será apresentado a definição de um *CubeSat*, assim como as suas principais características de projeto, o seu surgimento e uma breve análise dos projetos brasileiros.

2.1 *CubeSat*

É um tipo de satélite miniaturizado usado em pesquisas espaciais. Por definição de projeto, elaborado pela *California Polytechnic State University (Cal Poly)*, um *CubeSat* deve possuir volume máximo de um litro, ou seja, ser um cubo de 10x10x10 cm e com massa máxima de até 1,3 kg.⁽¹⁾

Um *CubeSat* com essas especificações são chamados de *CubeSat* de 1U, ou seja, é um *CubeSat* de 1 unidade, conforme a Figura 1. Porém outras unidades podem ser adicionadas gerando os *CubeSats* de 2U, 3U, 4U e etc.

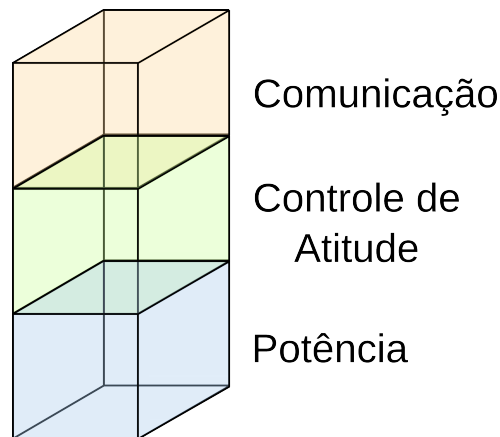
Figura 1 – MODELO DE UM CUBESAT DE 1U



FONTE: NASA⁽²⁾

O *CubeSat* Mauá, proposto no NSEE-IMT, é um equipamento do modelo 3U, sendo as unidades distribuídas em unidade de comunicação, unidade de controle de atitude e unidade de potência.

Figura 2 – ESTRUTURA DO CUBESAT PROPOSTA PELO NSEE-IMT

FONTE: Especificação do produto CubeSat⁽³⁾

2.2 Surgimento

O primeiro projeto de um *CubeSat* foi proposto em 1999 pelos professores Jordi Puig-Suari, da *California Polytechnic State University*, e Bob Twiggs, da *Stanford University*. O objetivo do projeto foi o de padronizar o *design* de picosatélites, visando a redução de custos e de tempo de desenvolvimento, além de prover uma maior acessibilidade ao espaço e conseguir realizar lançamentos frequentes, o que é de inviável obtenção com os satélites de grande porte.⁽¹⁾

2.3 No Brasil

Os projetos de picosatélites, nanosatélites e microsatélites se multiplicam a cada ano, não só no Brasil mas em todo o mundo. A *Cal Poly* estima que atualmente o projeto *CubeSat* conte com a colaboração internacional de mais de 100 universidades, colégios e de algumas empresas e governos.

Atualmente vários projetos nessa área, de pequenos satélites para diversas áreas da pesquisa científica e tecnológica, estão em curso no Brasil e outros ainda em fase de discussão, dentre eles se destacam os projetos abaixo:

- **Tancredo 1**

Picosatélite desenvolvido pelo grupo do professor Cândido Moura da Escola Tancredo Neves de Ubatuba, São Paulo. Primeiro satélite do Projeto UbatubaSat.⁽⁴⁾

- **AESP-14**

Cubesat desenvolvido pelo grupo do Dr. Pedro Lacava, professor e coordenador do Curso de Engenharia Aeroespacial do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).⁽⁵⁾

- **NanoSatC-Br2**

Nanosatélite em desenvolvimento pelo grupo coordenado pelo Dr. Nelson Schuch do Centro Regional Sul do INPE (CRS) e do Dr. Otávio Durão (INPE/SJC), em parceria com pesquisadores da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM) do Rio Grande do Sul, em órbita desde 19/06/2014.⁽⁶⁾

- **14-BISat**

Nanosatélite científico em desenvolvimento pelo grupo liderado pelo professor Cedric Salotto, coordenador do Centro de Referência em Sistemas Embarcados e Aeroespaciais (CRSEA) do Instituto Federal Fluminense (IFF) da cidade de Campos dos Goytacazes (RJ), em parceria com a empresa Tekever S/A e a Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP), Portugal. Este projeto faz parte da missão internacional QB50.⁽⁷⁾

- **ITASAT-1**

Nanosatélite tecnológico em desenvolvimento pelo grupo liderado pelo Major Eloi Fonseca, professor do Curso de Engenharia Aeroespacial do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) em parceria com a Agência Espacial Brasileira (AEB), Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE-SJC, INPE-CRN e INPE-SM), Universidade do Vale do Rio dos Sinos (UNISINOS), Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) e Universidade Federal de Santa Maria (UFSM).⁽⁸⁾

Nesse capítulo foram apresentadas as premissas básicas de um projeto de *CubeSat*, assim como o seu surgimento e um resumo do segmento de nanosatélites no Brasil.

3 Materiais e Método

Para auxiliar no projeto, as atividades foram divididas de forma a trazer, além do ganho teórico, uma maior dinâmica no desenvolvimento do mesmo. Essa etapa do projeto visou a máxima aquisição de dados possível sobre o tema proposto, foram abertas distintas frentes de trabalho para agilizar a aquisição teórica. Além do conhecimento adquirido foram definidos os principais componentes e equipamentos que foram utilizados no protótipo, como por exemplo as baterias, fotocélulas, componentes passivos e semicondutores.

Também foi possível identificar e conhecer, de forma mais profunda, possíveis testes que podem ser realizados no Sistema de Gerenciamento de Energia para *CubeSat*, como os testes de radiação, temperatura e pressão. Esses testes são de extrema importância para a detecção de possíveis problemas que possam existir, pois uma vez que o *CubeSat* for lançado nada mais poderá ser feito para reparar possíveis problemas.

3.1 Condições do espaço

Para o desenvolvimento do *CubeSat* é de extrema importância ter conhecimento das condições de operação que o equipamento irá operar.

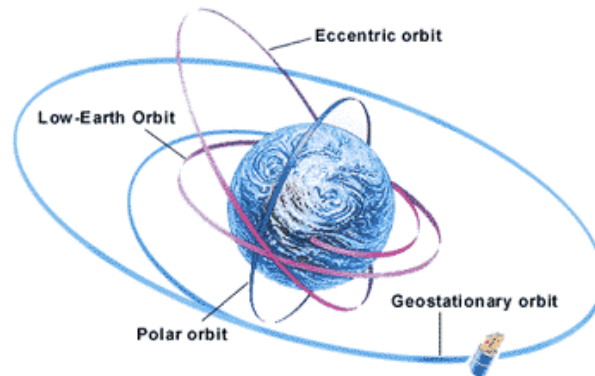
Os *CubeSats*, operam em órbita terrestre baixa (*LEO* - *Low Earth Orbit*). A órbita *LEO* é a órbita que se encontra abaixo de 2.000 km do nível do mar, os objetos que situam-se nela, geralmente, ficam entre 320 até 800 km da superfície terrestre, muito diferente dos satélites tradicionais que operam em órbita geoestacionária, cuja a distância é de 35.796 km em relação ao nível do mar.⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾

Satélites situados na órbita *LEO* viajam em velocidades de aproximadamente 27.400 km/h ou 8 km/s, o que representa uma volta ao longo da Terra a cada 90 minutos. Já os satélites geoestacionários precisam ter uma velocidade que façam que eles acompanham sempre o mesmo ponto da Terra, por isso as velocidades deles são de aproximadamente 11.068 km/h ou 3 km/s. O planeta Terra tem uma velocidade de rotação de aproximadamente 1.669,8 km/h ou 0,5 km/s.⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾

Outras características de destaque para a órbita *LEO* são as condições de temperatura, variando de -170 °C a 123 °C e de pressão variando de 10^{-4} Pa a 10^{-6} Pa.⁽⁹⁾

Órbitas inferiores a esta não apresentam muita estabilidade e são alvos de arrastamento atmosférico, que é a força de fricção que atua sobre o foguete ou satélite, cuja principal causa é a fricção entre as moléculas do ar e a superfície do foguete ou satélite.⁽¹¹⁾

Figura 3 – PRINCIPAIS TIPOS DE ÓRBITAS

FONTE: Civil Air Patrol⁽¹²⁾

3.2 Definição dos componentes

A seguir será explicado de forma mais detalhada como foram realizadas as escolhas dos principais componentes do projeto. Importante ressaltar que os projetos de *CubeSats* possuem como premissa o conceito de ser um projeto de baixo custo, porém o referencial do custo utilizado são os custos de projetos de grandes satélites.

Para a utilização dos componentes que suportem as condições impostas no meio espacial, alguns fabricantes possuem linhas de produtos voltadas para utilização de componentes aeroespaciais que possuem um custo mais elevado em comparação aos componentes utilizados no mercado comum.

3.2.1 Bateria

As baterias têm a função principal de armazenar carga para poder assumir o controle do fornecimento de energia para todos os subsistemas do *CubeSat*, nos momentos no qual o equipamento estiver situado em regiões de sombras solares, por exemplo atrás do planeta Terra. Nessas regiões, não há incidência de luz solar portanto as fotocélulas não irão gerar energia para o sistema. Dessa forma é preciso haver outro meio de geração de energia até que o *CubeSat* volte a ter incidência de luz solar, caso contrário o sistema será desligado e o equipamento virará apenas lixo espacial.

Algumas das premissas básicas de projeto para a definição da bateria estão relacionadas com o seu poder de armazenamento de carga e o seu dimensional reduzido. Essas baterias ficaram alocadas no interior do *CubeSat*, por isso a importância do dimensional reduzido, além disso não podem ser baterias com peso elevado, uma vez que a definição do projeto diz que os *CubeSats* não podem ultrapassar 1,3 kg.

Para a definição da bateria foi realizado um levantamento dos prós e contras dos tipos mais comuns de baterias encontradas no mercado, sendo elas de: níquel cádmio, hidreto metálico de níquel, íon-lítio e polímero de lítio.

Tabela 1 – TIPOS DE BATERIAS E AS PRINCÍPAIS CARACTERÍSTICAS

Composição	Prós	Contras
Níquel cádmio	Baixo custo	Tecnologia obsoleta, baixo ciclo de vida, possui efeito memória, altamente tóxica
Hidreto metálico de níquel (NiMH)	Boa capacidade de armazenamento, ciclo de vida longo, rápida capacidade de carga, baixo desempenho, auto-descarga de 2% ao dia	Efeito memória
Íon-lítio	Armazena mais carga do que as anteriores, não tem efeito memória, peso e volume reduzido, alto desempenho, alta densidade energética, ampla faixa de temperatura de operação, baixo tempo de carga, ciclo de vida longo	Inflamável, inutilidade em caso de descarga total
Polímero de lítio	Os mesmos da íon-lítio, alta taxa de descarga	Mais inflamável, inutilidade em caso de descarga total, alto custo

FONTE: Elaborada pelos autores através de pesquisas realizadas na internet.

Dentre os modelos comparados na Tabela 1, foi escolhida a bateria do tipo íon-lítio. Foram utilizadas duas baterias de duas células de 7,4 V e 2000 mAh, sendo uma para o conjunto principal e a outra para o conjunto de redundância do Sistema de Gerenciamento de Energia para *CubeSat*. Na Figura 4, é possível visualizar a bateria selecionada.

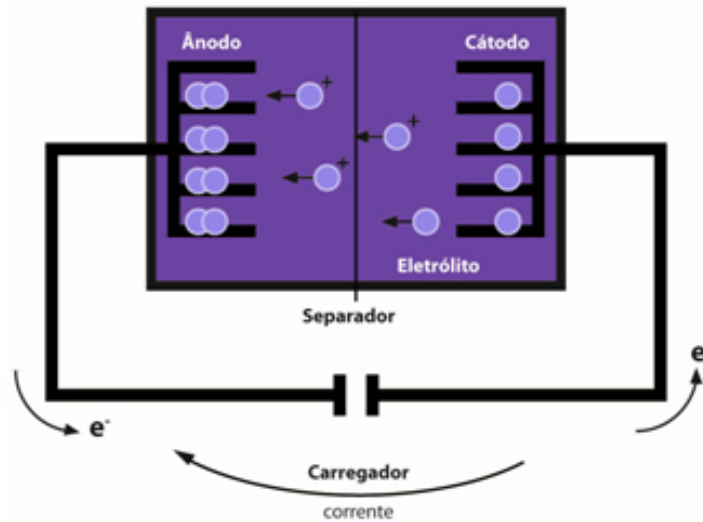
Figura 4 – BATERIA DE ÍON-LÍTIO SELECIONADA



FONTE: Fotos tiradas pelos autores

As baterias de íon-lítio, têm esse nome devido ao seu princípio de funcionamento o qual consiste no movimento dos íons de lítio (Li) que migram do ânodo para o cátodo por meio de um solvente não aquoso, conforme pode ser visto na Figura 5.⁽¹³⁾

Figura 5 – PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DA BATERIA DE ÍON-LÍTIO

FONTE: Brasil Escola⁽¹³⁾

O lítio (Li) é considerado o metal mais leve existente na Terra (desconsiderando os feitos em laboratório), por essa razão que as baterias de íon-lítio possuem baixo peso, o que é de fundamental importância para o projeto do *CubeSat*. Por se tratar de um dos tipos de bateria mais comuns, sendo amplamente encontrado em *smartphones* e *notebooks*, acaba tendo um impacto positivo nos custos de aquisição das mesmas.⁽¹⁴⁾

3.2.2 Fotocélulas

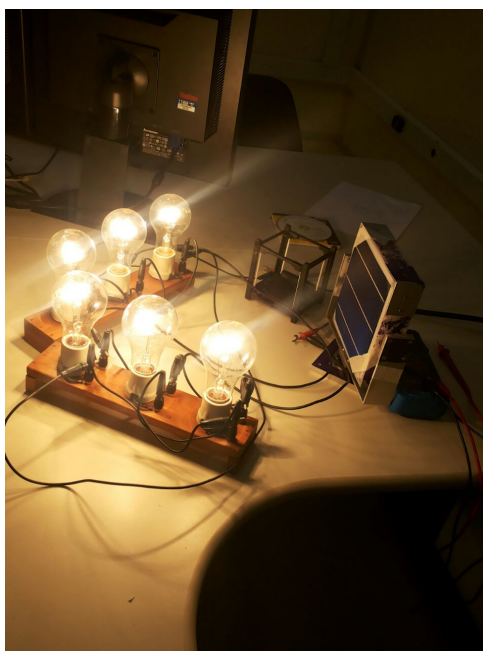
As fotocélulas são fundamental importância para o sistema, uma vez que elas são as responsáveis pela captação da luz solar que irá gerar a energia necessária para o funcionamento do *CubeSat*. É importante que elas possuam rendimento elevado, pois devido as condições impostas pela órbita *LEO*, na qual o *CubeSat* irá ficar um terço do período de translação em regiões de sombra, ou seja, estará sem a incidência direta de luz solar.

Inicialmente foi indicado pelo Engenheiro Rafael Corsi, do NSEE-IMT, o contato da empresa *Vis Technology*, um empresa nacional, localizada em São Paulo, que desenvolve projetos com energias renováveis. Porém as fotocélulas utilizadas por eles são para aplicações industriais. Essas fotocélulas possuem um rendimento entre 10% e 12%, muito abaixo comparado ao rendimento com as próprias de aplicações aeroespaciais, além de terem um dimensional maior, conforme pode ser visualizado na Figura 6.

Figura 6 – FOTOCÉLULAS DA *VIS TECHNOLOGY*

FONTE: Foto tirada pelos autores

Mesmo sabendo dessas limitações, foram obtidas algumas amostras. Essas amostras serviram para um primeiro contato com essa tecnologia, conseguindo realizar alguns ensaios a fim de se obter uma familiaridade maior com o componente, conforme pode ser visto na Figura 7.

Figura 7 – *SET UP* PARA TESTE DAS FOTOCÉLULAS DA *VIS TECHNOLOGY*

FONTE: Foto tirada pelos autores

Após uma breve familiarização com as fotocélulas, foram analisados diversos projetos de *CubeSats* e identificados os principais fornecedores de fotocélulas (*SpectroLab*, *Emcore* e *AzurSpace Solar*) para aplicações aeroespaciais.

Foi realizado um estudo apurado dos principais tipos de fotocélulas disponíveis nos portfólios desses fornecedores, visando identificar os modelos que se melhor ajustavam no desenvolvimento do *CubeSat*.

3.2.2.1 *SpectroLab*

A *SpectroLab*, empresa subsidiária da *The Boeing Company*, é a fabricante líder mundial de células solares de multi-junção de alta eficiência e de painéis solares. A empresa é sediada nos Estados Unidos, mais especificamente em Los Angeles, Califórnia.⁽¹⁵⁾

Tabela 2 – COMPARATIVO DAS FOTOCÉLULAS DA *SPECTROLAB*

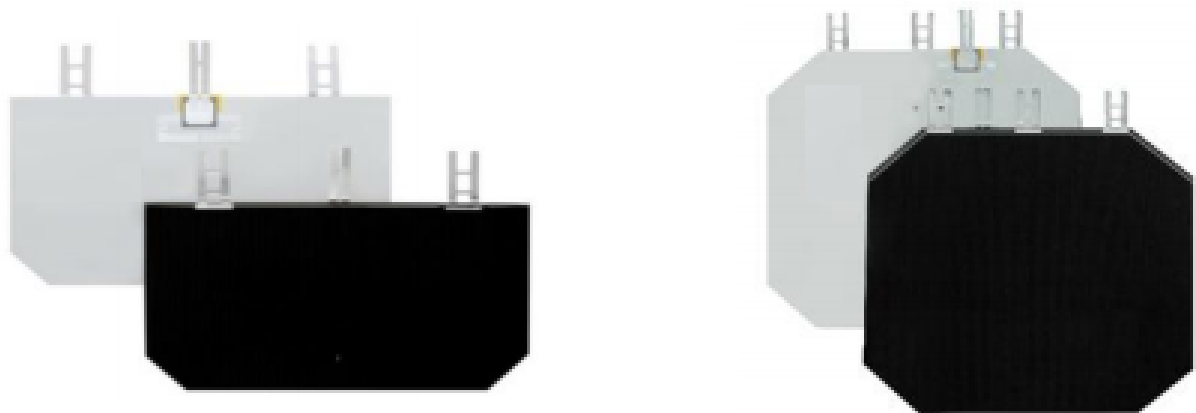
Modelo	<i>PV UTJ Cell</i>	<i>PV XTJ Cell</i>	<i>PV NM TASC ITJ</i>	<i>PV ITJ Cell</i>
Rendimento	28,3%	29,5%	24% a 30%	26,8%
Material	GaInP2/GaAs/Ge	GaInP2/GaAs/Ge	GaInP2/GaAs/Ge	GaInP2/GaAs/Ge
Tensão	2,660 V	2,633 V	2,520 V	2,565 V
Corrente	454 mA	472 mA	31 mA	441 mA
Dimensional	26,62 cm ²	26,62 cm ²	2,277 cm ²	31 cm ²
Peso	84 mg/cm ²	84 mg/cm ²	0,234 g	84 mg/cm ²

FONTE: Elaborada pelos autores através de informações coletadas nos *datasheets* dos produtos.

NOTA: Condições de teste: *AM* 0, *WRC* = 135,3 mW/cm², *T* = 28°C.

Avaliando os dados da Tabela 2, os modelos *PV UTJ Cell* e *PV XTJ Cell*, foram os mais indicados para a aplicação, devido ao alto rendimento (superior a 28%) apresentado

Figura 8 – MODELO DE FOTOCÉLULA DA *SPECTROLAB*



FONTE: *SpectroLab*⁽¹⁶⁾

3.2.2.2 Emcore

Em dezembro de 2014, a *Emcore* foi comprada pela *SolAero Technologies*, que é uma das fabricantes líderes mundial de alta eficiência, células solares e painéis solares para aplicações espaciais. Assim como a *SpectroLab*, está sediada nos Estados Unidos, porém no município de Albuquerque, Novo México.⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾

Tabela 3 – COMPARATIVO DAS FOTOCÉLULAS DA *EMCORE*

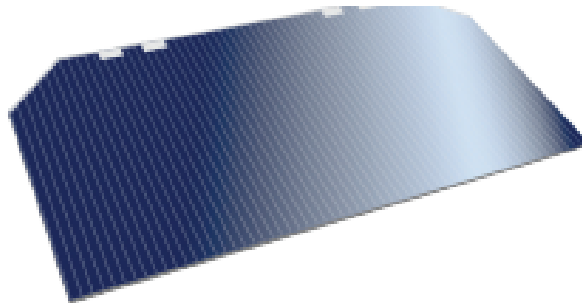
Modelo	<i>ATJ PV Cell</i>	<i>BTJ PV Cell</i>	<i>BTJM PV Cell</i>	<i>ZTJ PV Cell</i>
Rendimento	27,5%	28,5%	28%	29,5%
Material	GaInP/GaAs/Ge	GaInP/GaAs/Ge	GaInP/GaAs/Ge	GaInP/GaAs/Ge
Tensão	2,60 V	2,70 V	2,69 V	2,73 V
Corrente	454 mA	455 mA	454 mA	467 mA
Dimensional	26,6 cm ²	26,6 cm ²	26,6 cm ²	26,6 cm ²
Peso	84 mg/cm ²	84 mg/cm ²	84 mg/cm ²	84 mg/cm ²

FONTE: Elaborada pelos autores através de informações coletadas nos *datasheets* dos produtos.

NOTA: Condições de teste: $AM\ 0$, $WRC = 135,3\text{ mW/cm}^2$, $T = 28^\circ\text{C}$.

Avaliando os dados da Tabela 3, os modelos *BTJ PV Cell*, *BTJM PV Cell* e *ZTJ PV Cell*, foram os mais indicados para a aplicação, devido ao alto rendimento (superior a 28%) apresentado.

Figura 9 – MODELO DE FOTOCÉLULA DA *EMCORE*



FONTE: *SolAero Technologies*⁽¹⁹⁾

3.2.2.3 AzurSpace

A *AzurSpace* é a líder europeia no desenvolvimento e produção de células solares multi-junção para aplicações espaciais e terrestres, com quase 50 anos de experiência no mercado. A empresa localiza-se em Heilbronn, cidade em Baden-Württemberg, Alemanha.⁽²⁰⁾

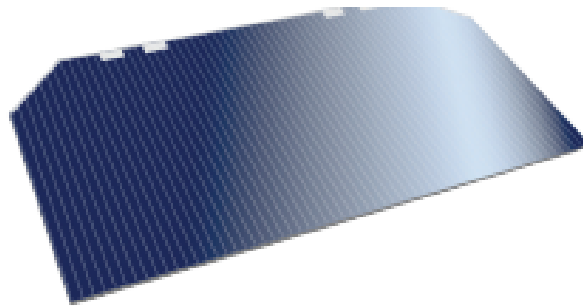
Avaliando os dados da Tabela 4, os modelos *30G28C* e *30G30C*, foram os mais indicados para a aplicação, devido ao alto rendimento (superior a 28%) apresentado. Os demais modelos não atenderam o dimensionamento adequado para o projeto.

Tabela 4 – COMPARATIVO DAS FOTOCÉLULAS DA *AZURSPACE*

Modelo	<i>3G30C</i>	<i>3G30C-Large</i>	<i>3G30C-Large-120x60</i>	<i>3G28C</i>
Rendimento	30%	30%	30%	28%
Material	GaInP/GaAs/Ge	GaInP/GaAs/Ge	GaInP/GaAs/Ge	GaInP/GaAs/Ge
Tensão	2,700 V	2,700 V	2,700 V	2,667 V
Corrente	520,2 mA	1041 mA	1186 mA	506 mA
Dimensional	30,18 cm ²	60,36 cm ²	68,76 cm ²	30,18 cm ²
Peso	86 mg/cm ²	114 mg/cm ²	130 mg/cm ²	86 mg/cm ²

FONTE: Elaborada pelos autores através de informações coletadas nos *datasheets* dos produtos.

NOTA: Condições de teste: *AM* 0, *WRC* = 1367 W/m², T = 28°C.

Figura 10 – MODELO DE FOTOCÉLULA DA *AZURSPACE*

FONTE: *AzurSpace*⁽²¹⁾

3.2.2.4 Análise de preços

Selecionados os modelos dos principais fornecedor, foi solicitado um orçamento das fotocélulas para realizar o comparativo dos preços e, por fim, realizar os procedimentos necessários para a aquisição das mesmas.

O contato com a *SpectroLab* não teve obtido sucesso, uma vez que a empresa não respondeu nenhuma das tentativas de contato realizadas. Já a solicitação do orçamento da *SolAero Technologies* (antiga *Emcore*) não caminhou conforme esperado, uma vez que uma das políticas de vendas da empresa é de um pedido mínimo de \$7.500,00 dólares.

A *AzurSpace* enviou um orçamento dos modelos solicitados, conforme Tabela 5.

Tabela 5 – ORÇAMENTO DAS FOTOCÉLULAS DA *AZURSPACE*

Modelo	Valor unitário	Frete	Lead time
3G28C	€193,00	€195,00	8 a 10 semanas
3G30C	€198,00	€195,00	8 a 10 semanas

FONTE: Elaborada pelos autores através do orçamento recebido pela *AzurSpace*

3.2.2.5 TrisolX

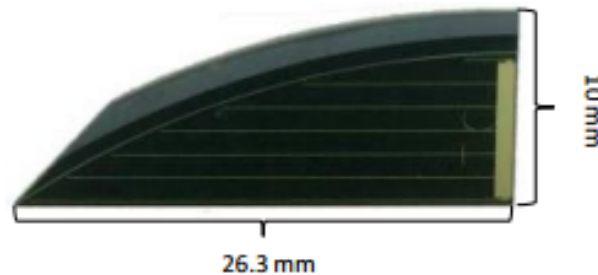
Devido ao alto custo e o grande *lead time* da *AzurSpace*, novas pesquisas foram feitas na tentativa de encontrar um novo fornecedor de fotocélulas com um custo mais acessível.

Após uma busca detalhada em diversos grupos de discussões sobre o desenvolvimento de *CubeSats*, foi encontrada no *LinkedIn* a empresa *TrisolX*.

A *TrisolX* é uma pequena empresa, localizada em Nova Iorque, que oferece uma alternativa acessível para projetos com orçamentos reduzidos. A empresa, vende a *TrisolX Solar Wings*, que são fotocélulas cortadas a partir do modelo *3G28C* da *AzurSpace*.

É o mesmo produto da *AzurSpace*, porém com tamanho e formato diferentes, conforme Figura 11.

Figura 11 – MODELO DE FOTOCÉLULA DA *TRISOLX*



FONTE: *TrisolX*⁽²²⁾

Foi solicitado um orçamento à *TrisolX*, que prontamente foi recebido conforme Tabela 6.

Tabela 6 – ORÇAMENTO DAS FOTOCÉLULAS DA *TRISOLX*

Pacote	Quantidade	Valor	Frete	Prazo de entrega
<i>Sample Pack</i>	5 células	\$25,00	\$68,00	2 semanas
<i>Starter Pack</i>	25 células	\$100,00	\$68,00	2 semanas
<i>Development Pack</i>	100 células	\$400,00	\$68,00	2 semanas

FONTE: Elaborada pelos autores através do orçamento recebido pela *TrisolX*.

NOTA: O modelo das fotocélulas comercializado pela *TrisolX* é o *3G28C* da *AzurSpace*.

Tendo como objetivo inicial fazer a validação do sistema como um todo, realizar testes de pressão, temperatura e radiação, para fazer um levantamento completo do funcionamento do sistema, foi solicitado para a *TrisolX* o *Starter Pack*. Dessa forma foi possível ganhar experiência no manuseio das fotocélulas e validar o sistema, para depois fazer a aquisição das fotocélulas mais robustas da *AzurSpace*.

3.2.3 Componentes passivos

Os componentes passivos, são os componentes eletrônicos que não aumentam a intensidade da tensão ou da corrente de um circuito eletrônico, ou seja, são os resistores, indutores, capacitores e memristores.⁽²³⁾ No desenvolvimento do projeto não foram utilizados os memristores.

Resistores são componentes utilizados para controlar a intensidade da corrente elétrica que passa no circuito. Capacitores são componentes que armazenam e liberam cargas elétricas por meio da tensão elétrica. Indutor são componentes que utilizam o magnetismo para armazenar e liberar cargas por meio da corrente elétrica.

É de extrema importância que os componentes passivos atendam algumas premissas para a utilização no projeto. Esses componentes precisam possuir uma grande faixa de temperatura de operação, uma certa tolerância a radiação e um dimensional pequeno (SMD).

Os capacitores, devido as baixas pressões encontradas no espaço, não podem ser do modelo eletrolítico, ou seja, precisam ser ou cerâmicos ou de tântalo. Os capacitores cerâmicos geralmente são de 0,5 pF até 470 nF com tensão de isolamento de 25 V ou 50 V. Para esses capacitores tomou-se o cuidado de selecionar os capacitores com o coeficiente de temperatura X7R, devido a sua grande faixa de temperatura de operação, conforme indicado na Figura 12.⁽²⁴⁾

Figura 12 – COEFICIENTES DE TEMPERATURA DOS CAPACITORES CERÂMICOS

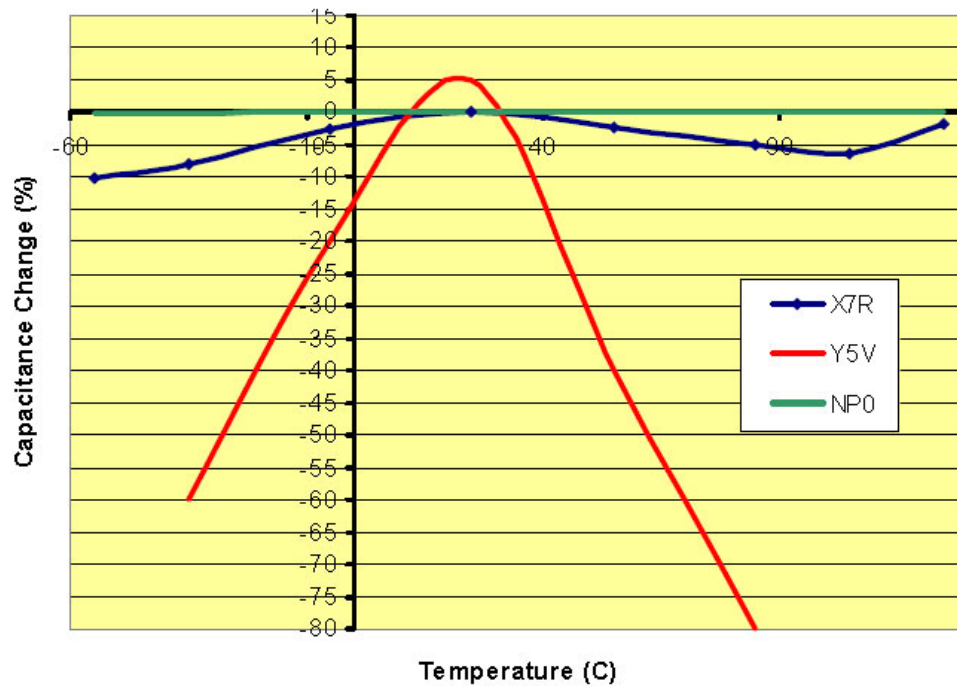
Low Temperature Limit	High Temperature Limit	Maximum Allowable Capacitance Change From +25°C (0 VDC)
X = -55°C	5 = +85°C	F = ±7.5%
Y = -30°C	6 = +105°C	P = ±10%
Z = +10°C	7 = +125°C	R = ±15%
	8 = +150°C (SPECIAL)	S = ±22%
		T = +22% / -33%
		U = +22% / -56%
		V = +22% / -82%

X7R = ±15% ΔC over -55°C ~ + 125°C

FONTE: PY2BBS⁽²⁴⁾

Além dessa característica, os capacitores X7R apresentam um bom comportamento com a variação de temperatura, comparado com os capacitores Y5V (outro modelo amplamente encontrado no mercado), conforme pode ser visto na Figura 13.

Figura 13 – VARIAÇÃO DA CAPACITÂNCIA EM FUNÇÃO DA TEMPERATURA

FONTE: Johanson Dielectrics⁽²⁵⁾

Já os capacitores de tântalo apresentam valores de 0,22 pF até 100 μ F, esse tipo de capacitor possui baixa corrente de fuga e baixas perdas, além de uma vida útil maior comparado aos eletrolíticos.⁽²⁴⁾

3.2.4 Semicondutores

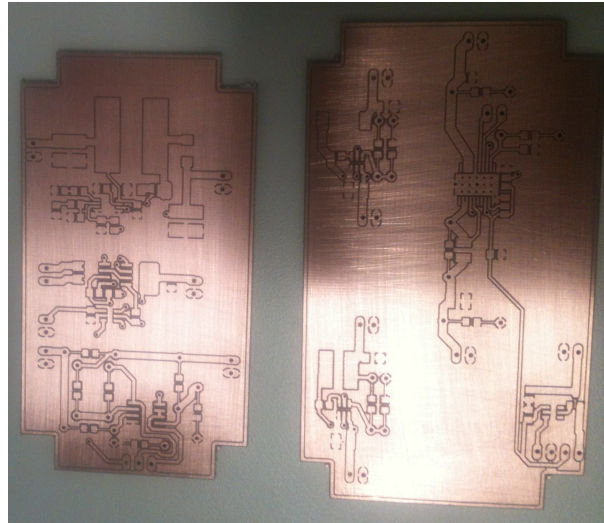
3.2.5 Ensaios possíveis

Durante a fase de aquisição teórica foram identificados possíveis ensaios que poderiam ser feitos no sistema para validação do circuito como um todo. Esses ensaios são de essencial importância para o projeto, pois dessa forma podem ser identificados possíveis problemas que devem ser corrigidos antes do lançamento da missão.

3.2.5.1 Validação dos subconjuntos

Um dos ensaios identificados foi o de validação dos subconjuntos do Sistema de Gerenciamento de Energia para *CubeSat*. O circuito do sistema como um todo foi dividido em vários subconjuntos de funções específicas para serem validados, ou seja, foi separada a parte do carregador de bateria, do conversor 3,3 V, do conversor de 5 V, do conversor de 12 V e do conversor *backup*. Na Figura 14 pode ser visualizado um dos subconjuntos do sistema.

Figura 14 – CIRCUITOS DOS SUBCONJUNTOS DO SISTEMA



FONTE: Fotos tiradas pelos autores.

3.2.5.2 Ensaio de radiação

O ensaio de radiação consiste na emissão de radiação nos semicondutores a fim de se obter a assinatura da tensão e corrente após a exposição a radiação. Para esse ensaio é necessário que os semicondutores estivessem decapados, ou seja, é necessário que a eletrônica do semicondutor esteja visível para que a emissão da radiação seja direta no componente. Esse teste foi realizado em conjunto com o Centro Universitário da Faculdade de Engenharia Industrial (FEI), com a professora Marcilei da FEI.

3.2.5.3 Ensaio térmico

3.2.5.4 Ensaio de vácuo

3.2.5.5 Ensaio de termovácuo

4 Protótipo

5 Resultados e discussões

6 Plano de marketing

7 Plano operacional

8 Planilha financeira

9 Conclusões

Referências

- 1 MEHRPARVAR A.; PIGNATELLI, D. *CubeSat Design Specification*. 13. ed. Califórnia, 2014. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 16.
- 2 NASA. *NASA's CubeSat Launch Initiative*. Washington, D.C, 2014. Disponível em: <http://www.nasa.gov/directorates/somd/home/CubeSats_initiative.html>. Acesso em: 06 dez. 2014. Citado na página 15.
- 3 FERRÃO, R. C. *Especificação do produto CubeSat*. 1. ed. São Caetano do Sul, 2014. Citado na página 16.
- 4 ETEC TANCREDO NEVES. *Projeto UbatubaSat*. Ubatuba, 2014. Disponível em: <<http://www.tancredoubatuba.com.br/ubatubasat/index.php>>. Acesso em: 24 out. 2014. Citado na página 16.
- 5 ITA. *AESP14*. São José dos Campos, 2014. Disponível em: <<http://www.aer.ita.br/~aesp14/>>. Acesso em: 24 out. 2014. Citado na página 16.
- 6 INPE. *NanoSatC-BR2*. São José dos Campos, 2014. Disponível em: <<http://www.inpe.br/crs/nanosat/NanoSatCBR2.php>>. Acesso em: 24 out. 2014. Citado na página 17.
- 7 INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E TECNOLOGIA FLUMINENSE. *Programas e Projetos desenvolvidos pelo IFF*. Campos dos Goytacazes, 2014. Disponível em: <<http://portal.iff.edu.br/projetos>>. Acesso em: 24 out. 2014. Citado na página 17.
- 8 ITA. *Satélite ITASAT-1*. São José dos Campos, 2014. Disponível em: <<http://www.ita.br/noticias/itasat1>>. Acesso em: 09 out. 2014. Citado na página 17.
- 9 THE TECH. *Low Earth Orbit*. [S.l.], 2014. Disponível em: <<https://www.thetech.org/exhibits/online/satellite/4/4a/4a.1.html>>. Acesso em: 23 de nov. de 2014. Citado na página 18.
- 10 HOWELL, E. *What Is a Geosynchronous Orbit?* [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.space.com/29222-geosynchronous-orbit.html>>. Acesso em: 27 de jun. de 2015. Citado na página 18.
- 11 NASA. *Rocket Aerodynamics*. Washington, D.C, 2014. Disponível em: <<http://microgravity.grc.nasa.gov/education/rocket/rktaero.html>>. Acesso em: 23 de nov. de 2014. Citado na página 18.
- 12 CIVIL AIR PATROL. *Satellites*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.cap-ny153.org/satellites.htm>>. Acesso em: 05 de jun. de 2015. Citado na página 19.
- 13 FOGAÇA, J. *Pilhas e bateria de lítio*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.brasilecola.com/quimica/pilhas-baterias-litio.htm>>. Acesso em: 08 de jun. de 2015. Citado 2 vezes nas páginas 20 e 21.

- 14 KARASINSKI, L. *Como são produzidas as baterias de lítio*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.tecmundo.com.br/bateria/42123-como-sao-produzidas-as-baterias-de-litio-.htm>>. Acesso em: 08 de jun. de 2015. Citado na página 21.
- 15 SPECTROLAB. *Company profile*. Los Angeles, 2015. Disponível em: <<http://www.spectrolab.com/company.htm>>. Acesso em: 17 de jun. de 2015. Citado na página 23.
- 16 SPECTROLAB. *High Efficiency Space Solar Cells*. Califórnia, 2009? Citado na página 23.
- 17 ENGLISH, M. *Emcore completes sale to SolAero*. Albuquerque, NM, 2015. Disponível em: <<http://www.bizjournals.com/albuquerque/blog/morning-edition/2014/12/emcore-completes-sale-to-solaero.html>>. Acesso em: 17 de jun. de 2015. Citado na página 24.
- 18 SOLAERO TECHNOLOGIES. *About us*. Albuquerque, NM, 2015. Disponível em: <<http://solaerotech.com/about-us/>>. Acesso em: 17 de jun. de 2015. Citado na página 24.
- 19 SOLAERO TECHNOLOGIES. *ZTJ Space Solar Cell - Datasheet*. Albuquerque, NM, 2015. Citado na página 24.
- 20 AZURSPACE SOLAR POWER GMBH. *We develop future from space to Earth*. Heilbronn, 2015. Disponível em: <<http://www.azurspace.com/index.php/en/>>. Acesso em: 17 de jun. de 2015. Citado na página 24.
- 21 AZURSPACE SOLAR POWER GMBH. *3G30C - Advanced*. Heilbronn, 2015. Citado na página 25.
- 22 TRISOLX. *TrisolX Solar Wings*. Nova Iorque, 2015. Citado na página 26.
- 23 NOVA ELETRÔNICA. *O que são componentes passivos*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.novaeletronica.com.br/o-que-sao-componentes-passivos/>>. Acesso em: 07 de jul. de 2015. Citado na página 26.
- 24 PY2BBS. *Conhecendo capacitores*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.py2bbs.qsl.br/capacitores.php>>. Acesso em: 08 de jul. de 2015. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 28.
- 25 JOHANSON DIELECTRICS. *Basics of ceramic chip capacitors*. [S.l.], 2015. Disponível em: <<http://www.johansondielectrics.com/technical-notes/product-training/basics-of-ceramic-chip-capacitors.html#.VZ2knvIVikp>>. Acesso em: 08 de jul. de 2015. Citado na página 28.

Anexos

ANEXO A – primeiro anexo

descrição do primeiro