

UNIVERSIDADE FEDERAL DO PAMPA

MARCELO COLETO ROLA

**DESENVOLVIMENTO CONCEITUAL DO SISTEMA DE SUPRIMENTO DE
ENERGIA E ESTRUTURAL DO CUBESAT SLIM-BR**

**Bagé
2014**

MARCELO COLETO ROLA

**DESENVOLVIMENTO CONCEITUAL DO SISTEMA DE SUPRIMENTO DE
ENERGIA E ESTRUTURAL DO CUBESAT SLIM-BR**

Trabalho de Conclusão de Curso II apresentado ao Curso de Engenharia de Energias Renováveis e Ambiente da Universidade Federal do Pampa, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia de Energias Renováveis e Ambiente.

Orientador: Marcelo Romero de Moraes

Coorientador: Luis Eduardo Antunes Vieira (Divisão de Geofísica Espacial – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais)

**Bagé
2014**

MARCELO COLETO ROLA

**DESENVOLVIMENTO CONCEITUAL DO SISTEMA DE SUPRIMENTO DE
ENERGIA E ESTRUTURAL DO CUBESAT SLIM-BR**

Trabalho de Conclusão de Curso II
apresentado ao Curso de Engenharia de
Energias Renováveis e Ambiente da
Universidade Federal do Pampa, como
requisito parcial para obtenção do Título
de Bacharel em Engenharia de Energias
Renováveis e Ambiente.

Trabalho de Conclusão de Curso defendido e aprovado em: 01 de setembro de
2014.

Banca examinadora:

Prof. Dr. Marcelo Romero de Moraes
Orientador
(UNIPAMPA)

Prof. Dr. Alexandro Gularte Schäfer
(UNIPAMPA)

Prof. Dr. Cristiano Corrêa Ferreira
(UNIPAMPA)

Dedico este trabalho a meus pais,
Carlos Dilmar Moreira Rola e Denise
Coletto Rola.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente a Deus.

Aos meus pais, Carlos e Denise, pela compreensão e apoio ininterrupto durante toda a minha vida.

Ao meu irmão, Mauricio Coletto Rola, pelo companheirismo e incentivo na minha graduação.

Ao meu orientador, Professor Dr. Marcelo Romero de Moraes, pelos ensinamentos, compreensão, análise e sugestões para a realização deste trabalho. Quero expressar minha gratidão e admiração pela sua competência profissional e pela forma que conduziu minha orientação.

Ao meu coorientador Luis Eduardo Antunes Vieira pela orientação, dedicação, paciência e, principalmente pela amizade durante o meu Trabalho de Conclusão de Curso.

A todos os meus colegas do curso de Engenharia de Energias Renováveis e Ambiente, que fizeram e fazem parte minha vida acadêmica.

Aos pesquisadores e colegas da Divisão de Geofísica Espacial (DGE), pela oportunidade de trabalhar no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) e pelo apoio desde o início do projeto.

Aos colegas do Laboratório de Modelagem e Simulação Computacional (LMSC), a minha gratidão pela amizade e incentivos aos estudos nas horas complicadas, sempre dispostos a ajudar.

Ao CNPq, por ter possibilitado e financiado esta pesquisa.

A todos os meus amigos, que de for direta ou indireta participam da minha vida.

“O foguete deverá libertar o homem de suas correntes, as correntes da gravidade que ainda o amarram neste planeta.”

(Wernher Von Braun)

RESUMO

O presente trabalho tem por objetivo realizar o desenvolvimento conceitual do sistema de suprimento de energia e estrutural do Cubesat Solar Luminosity Irradiance Monitor - Brazil (SLIM-BR). O sistema de suprimento de energia é um dos principais componentes de plataformas espaciais e deve ser dimensionado de forma a fornecer e armazenar a energia necessária para os demais subsistemas, dependente da órbita de operação e composto por células solares espaciais e baterias. A estrutura do satélite tem por objetivo abrigar todos os componentes internos e suportar todas as fases de uma missão espacial. Os resultados encontrados neste estudo especificam os componentes que irão constituir o sistema de suprimento de energia, bem como sua órbita de operação, além de apresentar o sistema estrutural do satélite desenvolvido no *software* SolidWorks®, baseado no formato de um Cubesat 3U, e o material adequado para constituí-lo. O projeto está Cubesat SLIM-BR sendo implementado pela Divisão de Geofísica Espacial (DGE) no Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE).

Palavras-chave: Cubesat, Célula solar espacial, Estrutura de satélite.

ABSTRACT

This work aims to perform a conceptual development of the power supply and structural system of the Cubesat Solar Luminosity Irradiance Monitor - Brazil (SLIM-BR). The power supply system is one of the main components of spatial platforms and must be designed in order to supply and store the required energy for all the subsystems, depending on the orbit of operation, spatial solar cells and batteries. The satellite structure must support all internal components in every phase of the spatial mission. The results of this study assign the required components to build a power supply system as well as its orbit of operation, in addition the satellite structure was developed using the cad *software* SolidWorks®, based on a 3U Cubesat shape, and the appropriate material to build it. The project Cubesat SLIM-BR is being implemented by the Division of Space Geophysics (DGE) at National Institute for Space Research (INPE).

Keywords: Cubesat, Space solar cell, Satellite structure.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Satélite SPUTNIK 1.....	21
Figura 2 – Satélite Explorer I (NASA).....	21
Figura 3 – SCD-1: Primeiro satélite brasileiro.....	22
Figura 4 – Especificações do Cubesat 1U	23
Figura 5 – Especificações do Cubesat 2U.....	23
Figura 6 – Especificações do Cubesat 3U.....	24
Figura 7 – Imagem do NanosatC-BR1.....	25
Figura 8 – Aumento da densidade de potência específica	26
Figura 9 – Gráfico da potência elétrica dos satélites no espaço (1).....	27
Figura 10 – Gráfico da potência elétrica dos satélites no espaço (2).....	27
Figura 11 – Topologia genérica de um sistema de potência.....	28
Figura 12 – Primeiro satélite com células solares (Vanguard I).....	29
Figura 13 – Célula solar de dupla junção da fabricante Spectrolab®.....	30
Figura 14 – Painéis solares do Cbers-4.....	31
Figura 15 – Características das baterias <i>Specific power</i> (potência específica mássica (W/kg)) versus <i>Specific power</i> (energia específica mássica (Wh/kg)).....	32
Figura 16 – Bateria de Íon de Lítio para uso espacial.....	33
Figura 17 - Bateria de Polímero de Lítio para uso espacial.....	34
Figura 18 – Características técnicas do satélite SACI II.....	36
Figura 19 - Cubesat 2U e sua estrutura mecânica.....	37
Figura 20 – Exemplo de órbita geoestacionária (GEO).....	38
Figura 21 – Exemplo de órbitas de operação de satélites.....	39
Figura 22 – Dedução das equações de F_c e F_g	40
Figura 23 – Composição de uma célula solar de tripla junção.....	43
Figura 24 – Sistema de painéis deployable em um Cubesat 3U.....	44
Figura 25 – Circuito equivalente de uma célula solar.....	45
Figura 26 – Criação de cenário no <i>software</i> STK®.....	49
Figura 27 – Especificação do cenário.....	50
Figura 28 – Inserção dos objetos no cenário.....	51
Figura 29 – Inserção dos dados da órbita de operação.....	51
Figura 30 – Opções iniciais do SolidWorks®.....	52
Figura 31 – Área de trabalho do <i>software</i> SolidWorks®.....	53

Figura 32 – Adição e montagem das peças do satélite no SolidWorks®.....	54
Figura 33 – Parâmetros para o estudo térmico utilizando o Simulation.....	56
Figura 34 – Célula solar espacial BTJ Photovoltaic Cell (Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications).....	57
Figura 35 – Painel e células solares desenvolvidos no SolidWorks®.....	58
Figura 36 - Gráfico da irradiância solar total em função do tempo medidas pelo TIM.....	59
Figura 37 – Gráfico da tensão em função da corrente (V x I) variando a temperatura.....	60
Figura 38 – Gráfico da potência em função da tensão (P x I) variando a temperatura.....	60
Figura 39 – Gráfico da tensão em função da corrente (V x I) variando a radiação incidente.....	61
Figura 40 – Gráfico da potência em função da tensão (P x V) variando a radiação incidente.....	62
Figura 41 - Bateria NanoPower BP4 da fabricante GOMSpace®.....	63
Figura 42 – Configuração da órbita de operação do Cubesat SLIM-BR utilizando o <i>software</i> STK®.....	65
Figura 43 – Órbita de operação do cubesat SLIM-BR em 3D.....	66
Figura 44 - Órbitas de operação do cubesat SLIM-BR em 2D.....	66
Figura 45 – Área de transferência de dados entre a antena e o Cubesat SLIM-BR.....	67
Figura 46 – Tempos de exposição ao Sol, penumbra e umbra.....	68
Figura 47 – Porcentagem de exposição ao Sol do satélite.....	69
Figura 48 – Peça superior da estrutura.....	70
Figura 49 – Hastes da estrutura (direita e esquerda).....	70
Figura 50 – Apoios da estrutura.....	71
Figura 51 – Peça inferior da estrutura.....	71
Figura 52 – Modelagem dimensional da estrutura do Cubesat SLIM-BR	73
Figura 53 – Estudo térmico na modelagem estrutural do Cubesat SLIM-BR.....	74
Figura 54 – Processo de fabricação da peça inferior no serviço de manufatura do INPE.....	75
Figura 55 – Fabricação da peça inferior no serviço de manufatura do INPE.....	75

Figura 56 – Fabricação da peça superior e hastes no serviço de manufatura do INPE.....	75
Figura 57 – Fases finais de fabricação do sistema estrutural no serviço de manufatura do INPE.....	76
Figura 58 – Estrutura e componentes internos do Cubesat SLIM-BR.....	77
Figura 59 – Versão futura do Cubesat SLIM-BR com o sistema deployable.....	78

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Equações para uma célula solar utilizando o modelo simplificado.....	46
Tabela 2 - Dados da área de ocupação das células fotovoltaicas.....	58
Tabela 3 - Inventário das peças da estrutura do satélite.....	72

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

(In)GaAs - Arseneto de Gálio com Índio
°C – Graus Celsius
2D – Duas dimensões
3D – Três Dimensões
AEB - Agência Espacial Brasileira
AMAS - Anomalia Magnética do Atlântico Sul
C - Coulumb
CAD - Computer-Aided Design
Cbbers-4 - Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres – 4^a versão
CDS - CubeSat Design Specification
cm – Centímetro
CNES - Centre National D'études Spatiales
DGE - Divisão de Geofísica Espacial
ESA - European Space Agency
EUA - Estados Unidos da América
F_c - Força Centrípeta
F_g - Força Gravitacional
FPGA - Field Programmable Gate
g – Grama
GaAs - Arseneto de Gálio
GaAsP- Arseneto Fosfeto de Gálio
Ge - Germânio
GEO - Geostationary Earth Orbit
h – Hora
HEO - High Earth Orbit
ITA - Instituto Tecnológico de Aeronáutica
K - Kelvin
kg – Quilograma
J - Joule
LEO - Low Earth Orbit
Li - Lítio
LIT - Laboratório de Integração e Testes

m- Metro
m² - Metro quadrado
MEO - Medium Earth Orbit
mm – Milímetro
NASA - National Aeronautics and Space Administration
NiCd - Níquel Cádmio
NiMH - Níquel Metal Hidreto
PCU - Power Conditioning Unit
PDU - Power Distribution Unit
PSS - Power Supply Subsystem
SACI - Satélite de Aplicação Científica
SCD - Satélite de Coleta de Dados
SEDETEC - Secretaria de Desenvolvimento Tecnológico
SEMA - Setor de Manufatura
Si - Silício
SLIM-BR - Solar Luminosity Irradiance Monitor – Brazil
STK - Satellite Tool Kit STK
TIM - Total Irradiance Monitor
TSI - Total Solar Irradiance
UFRGS - Universidade Federal do Rio Grande do Sul
UFSM - Universidade de Santa Maria
URSS - União das Repúblicas Socialistas Soviéticas
W – Watt

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	17
1.1 Motivação	18
1.2 Justificativa	18
1.3 Objetivos	19
1.3.1 Objetivo Geral	19
1.3.2 Objetivos Específicos	19
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	20
2.1 Satélites	20
2.2 Sistema de Suprimento de Energia.....	25
2.2.1 Células Solares Espaciais.....	28
2.2.2 Sistema de Armazenamento de Energia.....	31
2.3 Sistema Estrutural dos Satélites	34
2.4 Órbita dos Satélites	37
3 METODOLOGIA.....	42
3.1 Sistema de Suprimento de Energia: Célula Solar Espacial e Bateria	43
3.2 Configuração da Órbita de Operação do Cubesat SLIM-BR Empregando o Software STK®	48
3.3 Desenvolvimento do Sistema Estrutural do Cubesat SLIM-BR Utilizando o Software SolidWorks®.....	52
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES	57
4.1 Sistema de Suprimento de Energia.....	57
4.1.1 Especificação da Célula Solar Espacial do Cubesat SLIM-BR	57
4.1.2 Especificação da Bateria do Cubesat SLIM-BR	62
4.2 Órbita de Operação do Cubesat SLIM-BR	64
4.3 Sistema Estrutural do Cubesat SLIM-BR.....	69
5 CONCLUSÃO	79
5.1 Considerações Finais e Perspectivas Futuras.....	80
6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	81
ANEXO A - Progamação no Matlab® para o comportamento da célula solar espacial variando a temperatura.....	87
ANEXO B – Célula solar espacial BTJ Photovoltaic Cell (Advanced Triple Junction Solar Cell for Space Applications).....	90

ANEXO C – Bateria NanoPower BP4 (*Datasheet*).....92

1 INTRODUÇÃO

A vida na Terra é somente possível pela energia do Sol, que dirige o clima em nosso planeta. No entanto, pequenas variações na radiação solar podem influenciar diretamente no aquecimento da atmosfera terrestre. A entrada direta de energia dominante no ecossistema terrestre é a radiação solar e isso afeta todos os processos físicos, químicos e biológicos. O sol exerce uma influência natural na atmosfera da Terra e no clima e desta maneira devemos compreender primeiramente o impacto do Sol em nosso planeta para que seja possível entender o papel da humanidade no fenômeno das mudanças climáticas. Os estudos da irradiação solar total são baseados principalmente nos dados coletados por satélites artificiais. No entanto, atualmente existem poucos satélites que executam esta tarefa e os mesmos já estão no final do ciclo de vida, alguns deles operando com capacidade limitada devido a defeitos em alguns de seus sistemas.

Neste contexto, existe a necessidade da construção de um equipamento que realize a medição da irradiação solar no espaço para a região da órbita terrestre baixa, visando à obtenção de uma maior quantidade de dados para a realização de estudos na área. Uma das soluções para a problemática enfrentada é a construção de um satélite de pequeno porte, neste caso um Cubesat, reduzindo os custos do projeto e obtendo os resultados desejados. Para o desenvolvimento de um satélite são necessários estudos muito detalhados, pois uma simples mudança na órbita influencia completamente os modos de operação e obtenção de dados do satélite. Dois sistemas possuem um destaque especial no desenvolvimento de um satélite, sendo eles o sistema de suprimento de energia e o sistema estrutural, os quais serão abordados neste trabalho de conclusão de curso.

Segundo Groch (2002) o sistema de suprimento de energia (Power Supply Subsystem – PSS) é responsável por diversas tarefas indispensáveis para o funcionamento do satélite, dentre elas: produzir energia elétrica satisfatória para alimentar a carga útil e todos os demais subsistemas, além de armazenar energia em baterias recarregáveis nos períodos de exposição ao sol para utilizar em períodos de sombra abastecendo todos os equipamentos a bordo.

O sistema estrutural mecânico de um satélite tem como objetivo resistir às ações que atuam sobre ele ao longo de sua vida útil, ou seja, suportar todas as fases da missão espacial, desde o lançamento até a sua operação no espaço. O

presente sistema abriga todos os demais, fornecendo além da distribuição de cargas, sistemas de apoio, fixação e integridade estrutural protegendo-o da irradiação solar que pode vir a danificar os componentes internos do satélite.

1.1 Motivação

A ideia inicial do projeto era a construção de um equipamento para medir a irradiação solar a nível do solo, porém os resultados das medições sofreriam influência dos fenômenos atmosféricos, diminuindo a precisão e confiabilidade. Desta maneira surge a necessidade de eliminar os parâmetros que interferem nos resultados, ou seja, desenvolver um equipamento que opere fora da atmosfera e que realize as medições de irradiação solar na região da órbita terrestre baixa (Low Earth Orbit – LEO).

A alternativa mais viável atualmente é a construção de um Cubesat U3, tanto em termos tecnológicos quanto em termos econômicos. Desta maneira pesquisadores da Divisão de Geofísica Espacial (DGE) do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE) criaram o projeto SLIM-BR (*Solar Luminosity Irradiance Monitor – Brazil*) com o objetivo de desenvolver um radiômetro acoplado em uma plataforma de Cubesat. O presente projeto também tem como meta proporcionar a estudantes da área das exatas a oportunidade e experiência de trabalhar no campo das tecnologias aeroespaciais.

1.2 Justificativa

A principal justificativa para o presente projeto é que na atualidade os satélites que realizam a medição da irradiação solar no espaço estão no final da sua vida útil, apresentando alguns defeitos em sua operação. Baseados neste contexto o projeto SLIM-BR torna-se uma ferramenta necessária a ser desenvolvida, desempenhando a função desejada, possuindo um baixo custo comparado aos anteriores e dentre os sistemas que merecem destaque no satélite encontram-se o de suprimento de energia e estrutural. O projeto possibilitará a pesquisadores, professores e estudantes de várias áreas a oportunidade de trabalhar em todas as etapas, desde o

desenvolvimento de um satélite de pequeno porte até a aplicação dos dados coletados no estudo do comportamento da irradiação solar e seus efeitos futuros sobre a Terra, por exemplo.

1.3 Objetivos

Nos itens abaixo são descritos o objetivo geral e os objetivos específicos.

1.3.1 Objetivo Geral

Realizar o desenvolvimento conceitual do sistema de suprimento de energia e da modelagem dimensional estrutural mecânica do Cubesat SLIM-BR, utilizando uma metodologia apropriada e observando as particularidades do projeto.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Analisar e especificar os equipamentos e materiais necessários para o dimensionamento do sistema de suprimento de energia e da estrutura mecânica do Cubesat SLIM-BR;
- Especificar a órbita de operação do Cubesat SLIM-BR utilizando o *software* Satellite Tool Kit (STK10®);
- Empregar o *software* SolidWorks® para desenvolver o projeto da modelagem dimensional estrutural mecânica do Cubesat SLIM-BR.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo será abordada uma revisão bibliográfica sobre assuntos relacionados a satélites e alguns sistemas que fazem parte do mesmo, visando introduzir um conhecimento mais abrangente sobre a temática relacionada ao trabalho.

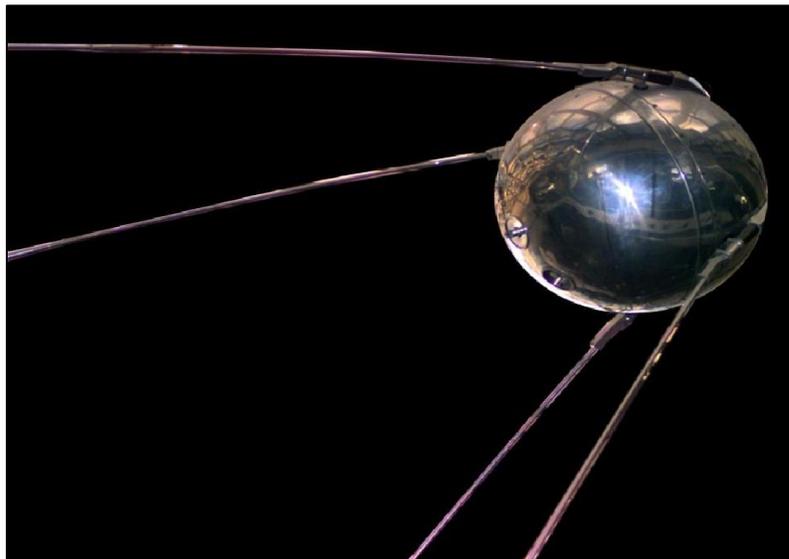
2.1 Satélites

Os satélites são definidos, conforme a literatura, como sendo qualquer objeto que orbita um planeta, ou seja, realiza a chama órbita. Os satélites podem ser classificados em duas categorias: naturais ou artificiais, por exemplo, a Lua é o satélite natural da Terra e os satélites feitos pelo homem são chamados de artificiais. Segundo Misoczki (2008), em 1869 Edward Everett Hale publicou na revista “The Atlantic Monthly” a história “The Brick Moon”, que descrevia a ideia de um objeto lançado na órbita da Terra, porém a tecnologia não permitia tal feito. Moura (2011) cita que os satélites artificiais que orbitam a terra ou outros planetas têm como objetivo coletar e enviar dados, monitoramento, e, principalmente, telecomunicações.

Funari (2011) descreve que durante o período de Guerra Fria surgiu à corrida espacial entre a União das Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS) e os Estados Unidos da América (EUA), com o objetivo militar de desenvolver mísseis de longo alcance e a partir destes ideais foram desenvolvidas as tecnologias espaciais.

Segundo Florenzano (2008), a construção de satélites iniciou na década de 50, onde em 1957 foi lançado o primeiro satélite denominado SPUTNIK-1 pela URSS, que tinha como objetivo enviar a Terra sinais nas frequências de 20 e 40 MHz, para provar que era possível a comunicação à longa distância. Porém os EUA, como forma de reação criam a Nasa (*National Aeronautics & Space Administration*) em 1958, sendo a agência responsável pelo programa espacial americano, realizando o lançamento do primeiro satélite artificial dos EUA, o chamado Explorer I. Nas figuras 1 e 2 são demonstradas as imagens dos satélites SPUTNIK-1 e Explorer I, respectivamente.

Figura 1 – Satélite SPUTNIK (URSS)



Fonte: NASA (2013)

Figura 2 – Satélite Explorer I (NASA)



Fonte: Jet Propulsion Laboratory (2013)

Conforme o INPE (2014), o primeiro satélite brasileiro desenvolvido pelo Instituto foi o Satélite de Coleta de Dados (SCD-1), lançado em 1993, que mantém a retransmissão de informações importantes para a previsão do tempo e monitoramento das bacias hidrográficas, entre outras aplicações, sendo demonstrado na figura 3.

Figura 3 – SCD-1: Primeiro satélite brasileiro



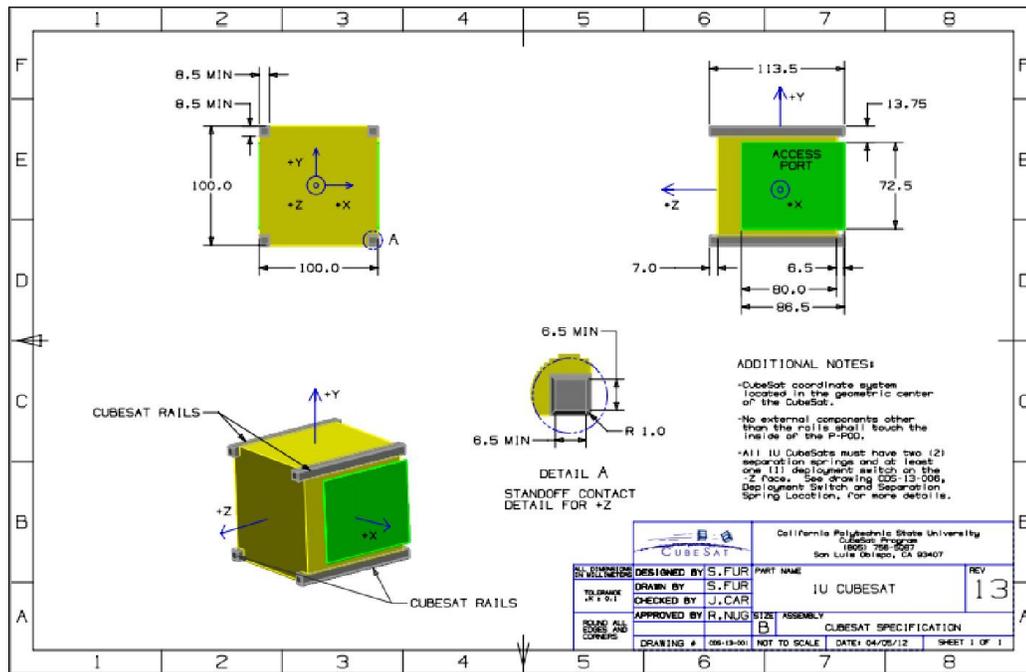
Fonte: INPE (2014)

Existem satélites de vários portes, dentre eles o Cubesat, que é um pequeno satélite artificial da classe dos nano satélites que possui formato de um cubo. Os Cubesats foram criados em 1999 por Bob Twiggs e o termo foi utilizado para classificar pequenos satélites que atendem aos padrões especificados pelo documento *CubeSat Design Specification* (CDS) publicado pela *California Polytechnic State*, segundo David (2004). Os Cubesats possuem como objetivos principais:

- Proporcionar missões de baixo custo;
- Rápida execução;
- Desenvolver novas tecnologias;
- Incentivar a pesquisa e motivação educacional.

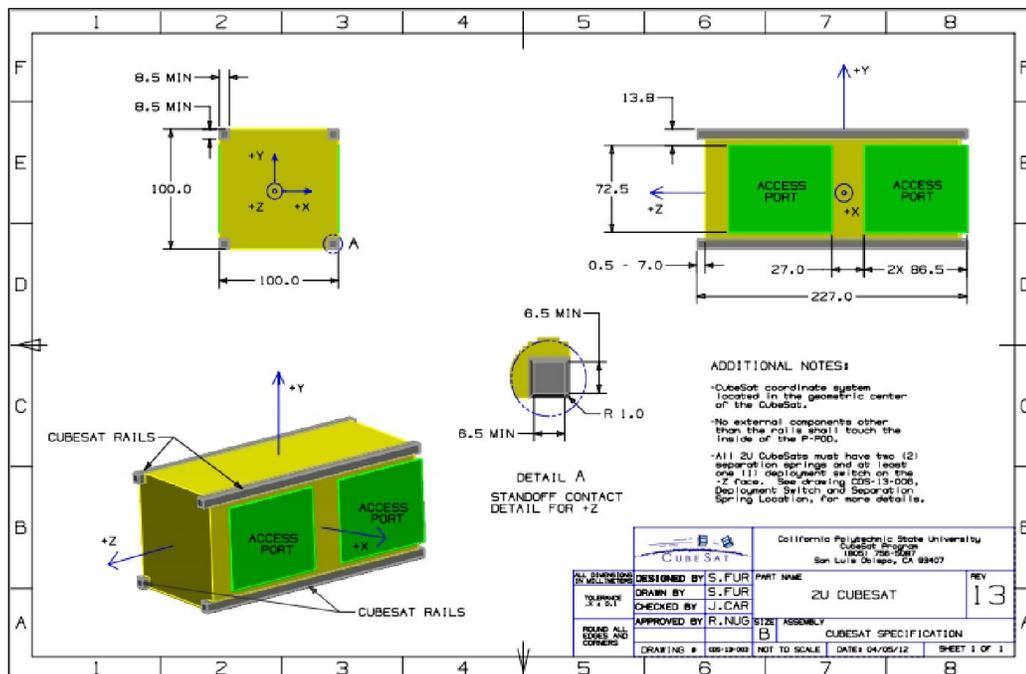
Os Cubesats podem possuir diferentes tamanhos, conforme especificado no CDS e para que os mesmo sejam considerados não devem ultrapassar estas especificações, conforme demonstra as figuras 4,5 e 6 respectivamente.

Figura 4 – Especificações do Cubesat 1U



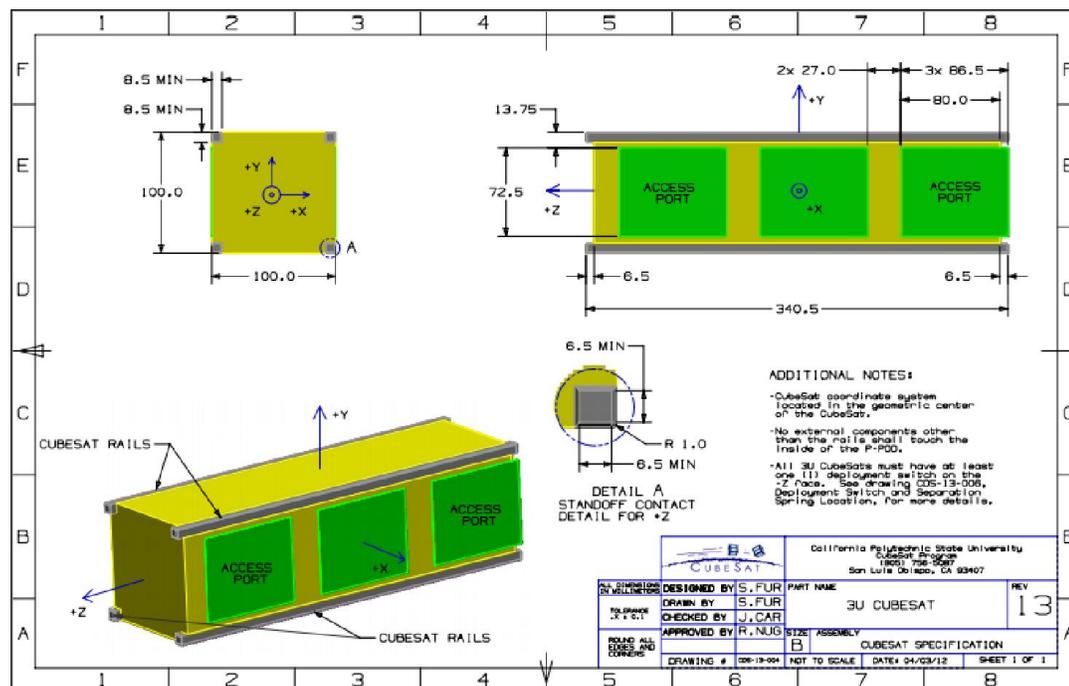
Fonte: CubeSat Design Specification (2014)

Figura 5 – Especificações do Cubesat 2U



Fonte: CubeSat Design Specification (2014)

Figura 6 – Especificações do Cubesat 3U



Fonte: CubeSat Design Specification (2014)

Os Cubesats de diferentes tamanhos possuem suas bases com as mesmas dimensões, de 100 x 100 mm (eixo X e Y) e o único parâmetro que varia é sua altura (eixo Z) para as diferentes classificações dos mesmos, conforme é observado nas figuras 4, 5 e 6.

Conforme a Revista Ipesi (2014), o primeiro Cubesat brasileiro, NanosatC-BR1, foi desenvolvido pelo INPE, Universidade de Santa Maria (UFSM) e Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), onde estudantes com supervisão de especialistas produziram o satélite, proporcionando aos mesmos a possibilidade de atuação em todas as fases de criação. Segundo a Secretaria de Desenvolvimento Tecnológico (SEDETEC, 2014) da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS), no dia 19/06/2014 na base de Yany, na Rússia, o primeiro Cubesat nacional foi lançado, possuindo três cargas úteis: um magnômetro para obtenção de dados do campo magnético terrestre na região da Anomalia Magnética do Atlântico Sul (AMAS), um circuito integrado desenvolvido pela UFSM e o *hardware* FPGA (*Field Programmable Gate*) desenvolvido pela UFRGS. Atualmente o satélite está operando perfeitamente e enviando dados para a estação terrena de Santa Maria e do ITA em São José dos Campos. Na figura 7 é demonstrado a foto do NanosatC-BR1.

Figura 7 – Imagem do NanosatC-BR1



Fonte: Revista Ipesi (2014)

2.2 Sistema de Suprimento de Energia

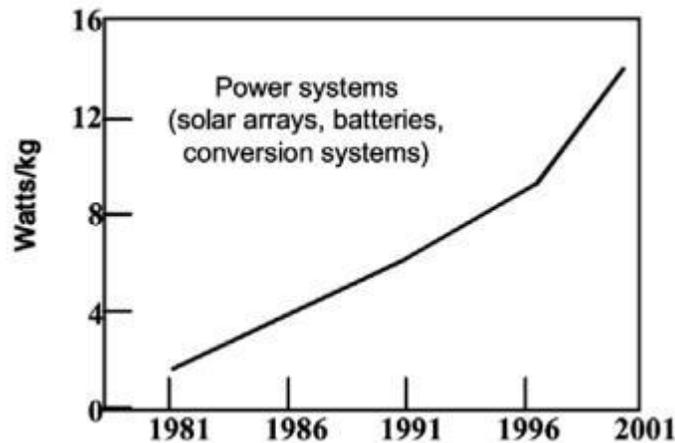
Conforme Sullivan et. al (1985), dentre os sistemas que constituem um satélite, o sistema de suprimento de energia possui uma importância significativa comparado aos demais, pois abastece todos eletricamente e antigamente era responsável por aproximadamente 25 a 40% da massa total do satélite, porém nos dias atuais estão abaixo de 20%.

Segundo Hayder et. al (2003), o primeiro satélite lançado em 1957, o Sputnik I, possuía massa e potência elétrica em torno de 83,6 kg e 1 W respectivamente. Desde então deu-se início a um crescimento gradativo da necessidade de potência elétrica nas missões espaciais. Mukund (2005), descreve que em 1998 foi realizada a integração da Estação Espacial Internacional, com previsão de uma potência elétrica na ordem de 105 kW, ou seja, um crescimento considerável na demanda energética e na tecnologia utilizada.

Freire (2009) comenta que devido a este aumento na demanda de potência elétrica no espaço foi gerada uma atenção especial para a importância do PSS, determinando grandes progressos no desenvolvimento científico e tecnológico. O autor ainda cita que juntamente com as melhorias tecnológicas, a relação de

potência por massa vem consideravelmente crescendo com o tempo, onde na figura 8 pode ser observado o aumento da densidade de potência específica em duas décadas, sendo estas provocadas pelo desenvolvimento tecnológico.

Figura 8 – Aumento da densidade de potência específica



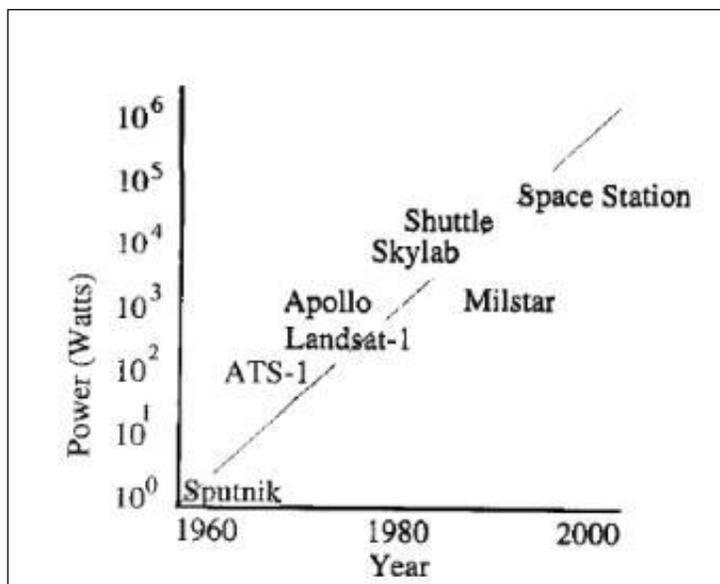
Fonte: National Research Council (2000)

Segundo Ferriani et al. (2006), o sistema de potência dos satélites deve exercer várias funcionalidades, dentre elas possuir eficiência e confiabilidade, adequado desempenho elétrico, custo baixo, pouco peso (massa) e, além disso:

- Produzir através das células ou painéis solares fotovoltaicos a energia indispensável para o funcionamento adequado do satélite;
- Realizar o armazenamento da energia elétrica em baterias para o funcionamento do satélite durante os períodos de umbra e penumbra (sombra);
- Possuir proteções elétricas para o sistema de distribuição e condicionamento de potência;
- Conceder energia elétrica necessária para os diversos componentes do satélite;
- Apresentar sistemas de controle, regulação de fluxo de energia e condicionamento de temperatura.

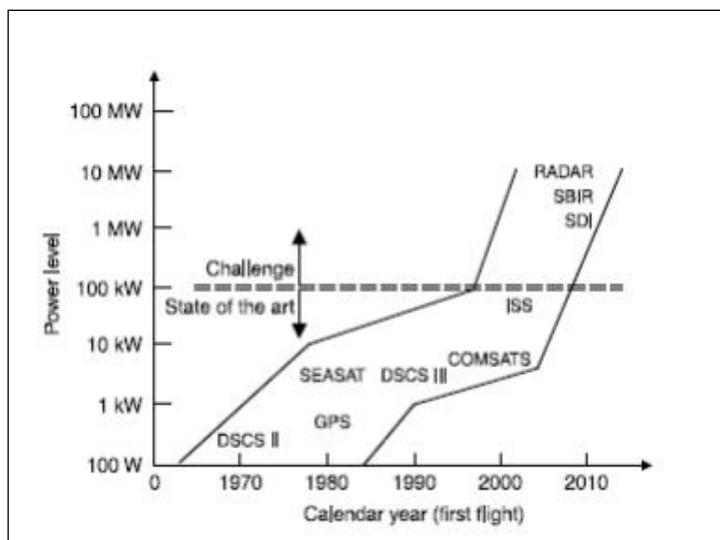
Hayder et. al (2003) e Mukund (2005) demonstram nas figuras 9 e 10 respectivamente, o gráfico do desenvolvimento dos níveis de potência elétrica dos satélites em função do tempo.

Figura 9 – Gráfico da potência elétrica dos satélites no espaço (1)



Fonte: Hayder et. al (2003)

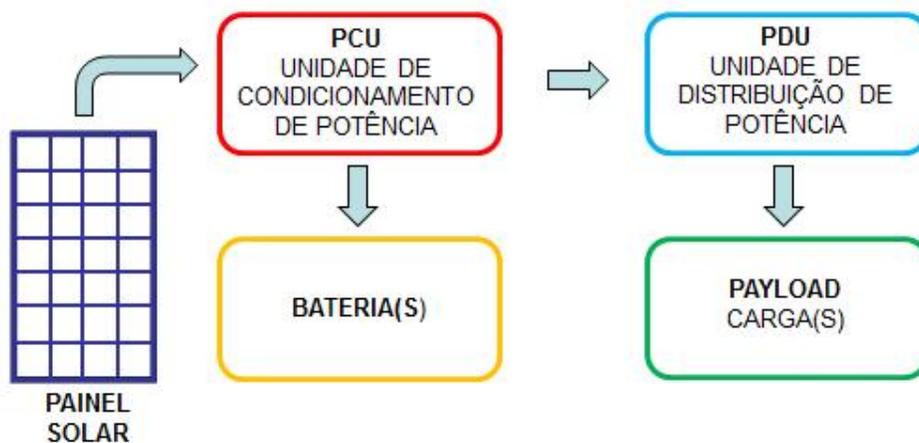
Figura 10 – Gráfico da potência elétrica dos satélites no espaço (2)



Fonte: Mukund (2005)

O sistema de suprimento de energia é composto por células ou painéis fotovoltaicos, denominados como fonte primária juntamente com o sistema de armazenamento, as baterias recarregáveis. O sistema de controle é responsável pela distribuição da energia, especificados pela Unidade de Condicionamento de Potência (*Power Conditioning Unit - PCU*) e pela Unidade de Distribuição de Potência (*Power Distribution Unit - PDU*). O resultado ao final do processo de conversão, armazenamento, controle e distribuição de energia é alimentar a carga útil ou demais subsistemas que necessitem de uma saída adequada em níveis de tensão ou corrente. Na figura 11 é demonstrado um esquema genérico do sistema de potência completo.

Figura 11 – Topologia genérica de um sistema de potência completo.



Fonte: Aatoria Própria (2014)

2.2.1 Células Solares Espaciais

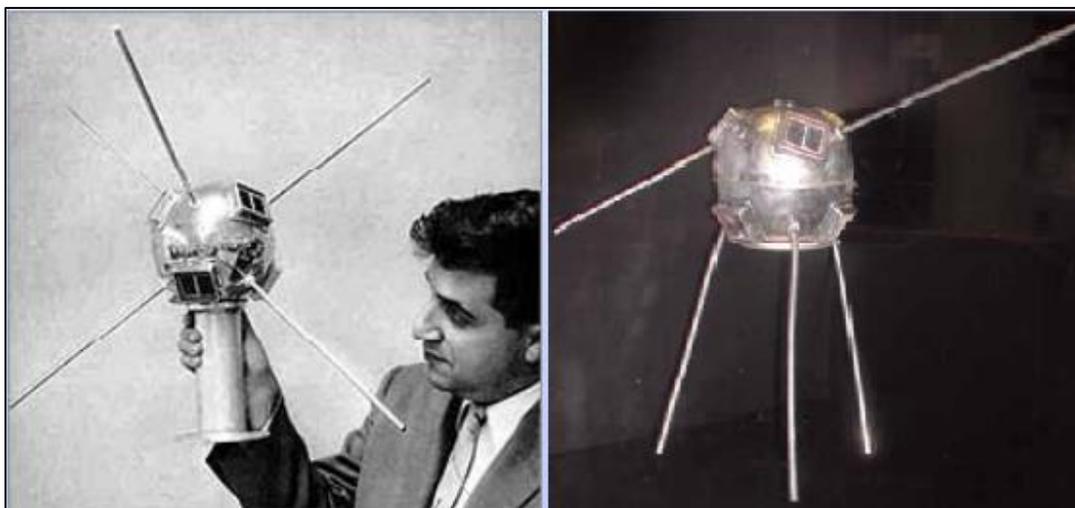
O efeito fotovoltaico foi descoberto por Edmond Becquerel em 1839, quando observou que placas metálicas, de platina ou prata, ao serem imersas em um eletrólito e submetido à luz produziam uma pequena diferença de potencial. Smith em 1873 descobriu que o elemento Selênio (Se) possuía como característica a fotocondutividade. Em 1884, Charles Fritts desenvolve a primeira célula fotovoltaica com o material, porém possuía uma baixa eficiência (em torno de 1%) e um custo

muito elevado, impedindo a utilização da mesma como fonte de energia em grande escala.

Segundo Falcão (2005), uma célula solar é um aparelho que possui seu funcionamento baseado no efeito fotoelétrico que consiste na conversão da energia solar incidente em eletricidade através de materiais semicondutores. Präss (2005) cita que em metais, o efeito fotoelétrico incidi um feixe de radiação com uma energia maior superior comparada com a energia de remoção dos elétrons do metal, desta forma ocorre a sua saída das órbitas, seja com energia cinética (energia da radiação excede a energia de remoção dos elétrons) ou sem energia cinética (se a energia da radiação for idêntica à energia de remoção). Albert Einstein descreve o efeito fotoelétrico em 1905 e em 1921 o alemão recebe o prêmio Nobel de Física pela explicação adequada do efeito.

Houve evoluções significativas no desenvolvimento das células solares, porém na área espacial foi empregada em março de 1958. Conforme citam Souza e Torres (2012), a NASA depois de muita oposição, lançou o primeiro satélite em 1958 utilizando seis células fotovoltaicas, o *Vanguard I*, que também continha uma bateria (pilha) como *back-up* e operou até 1964. Na figura 12 é demonstrada a imagem do satélite *Vanguard I* com as células solares acopladas.

Figura 12 – Primeiro satélite com células solares (*Vanguard I*)



Fonte: Souza e Torres (2012)

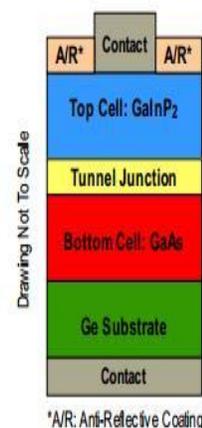
Desde então as células solares foram utilizadas na grande maioria dos satélites, porém como fonte primária de energia e as baterias como fonte

secundária. Diferentes elementos químicos foram utilizados para aumentar rendimento das células solares, pois a tecnologia empregando silício como material deixou de ser aplicado devido ao baixo rendimento, por volta de 15%. Materiais como Germânio (Ge) e Arseneto de Gálio (GaAs), empregados nas células possuem um rendimento maior, comparado com as de Silício (Si) e desta maneira as fabricantes comerciais começaram a desenvolver células de dupla e tripla junção para uso espacial, conforme demonstram os produtos das fabricantes Emcore® e Spectrolab® em seus endereços eletrônicos. Na figura 13 é demonstrada uma célula de dupla junção da fabricante Spectrolab®, com rendimento de 21,5%.

Figura 13 – Célula solar de dupla junção da fabricante Spectrolab®

Features

- High efficiency n/p design
 - Integral bypass diode protection
 - Transparent insertion into existing systems
- High volume production capability:
 - Currently delivering 21.5% minimum average efficiency solar cells



Fonte: Spectrolab® (2008)

Segundo a Agência Espacial Brasileira (AEB, 2014), o Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres (Cbbers-4) possui painéis solares que ocupam mais de 16 metros quadrados (6,3 x 2,6 m), composto por células de tripla junção de elevada eficiência energética gerando até 3kW de potência elétrica, onde as mesmas são responsáveis por capturar a luz solar e transformá-la em energia elétrica para abastecer os equipamentos do satélite. Na figura 14 é visualizado o conjunto de painéis solares do Cbbers-4 em testes no Laboratório de Integração e Testes (LIT) do INPE, em abril deste ano.

Figura 14 – Painéis solares do Cbers-4



Fonte: Agência Espacial Brasileira (2014)

2.2.2 Sistema de Armazenamento de Energia

O sistema de armazenamento de energia, como o próprio nome descreve, tem por objetivo acumular a energia convertida pelas células fotovoltaicas, onde o elemento utilizado para executar essa função é a bateria. Conforme Delgado (2002), a tecnologia para armazenamento de energia mais empregada são as baterias eletroquímicas, sendo elas definidas como equipamentos que convertem energia elétrica em energia química no processo de carregamento e energia química em energia elétrica no processo de descarregamento. O presente autor ainda cita as principais tecnologias empregadas em baterias, sendo elas:

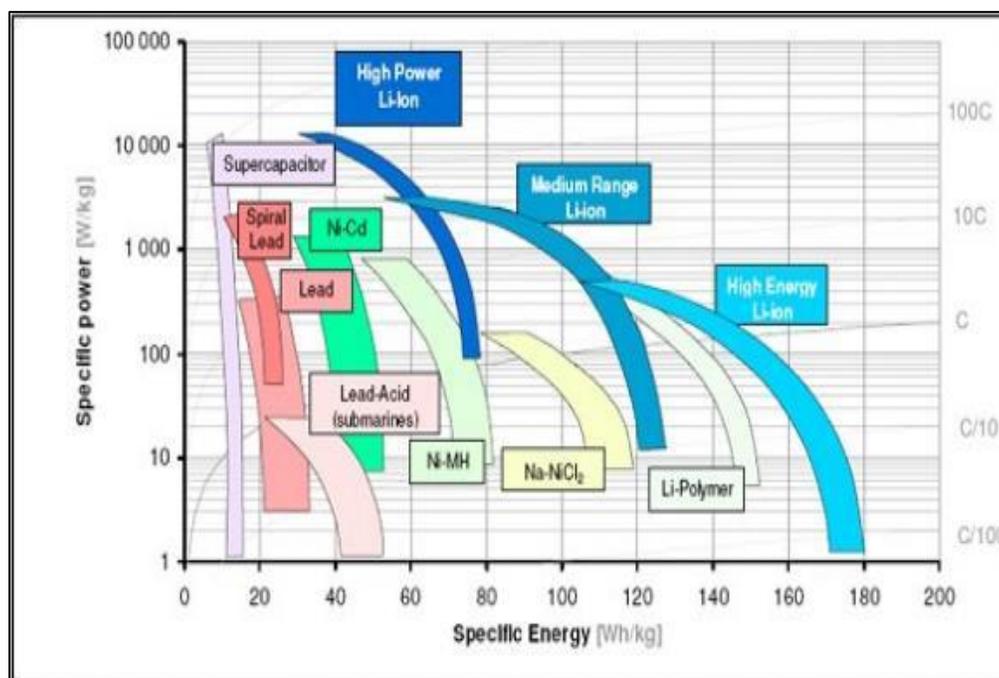
- Baterias Ácidas;
- Baterias de Íon de Lítio (*Li-Ion*);
- Baterias Polímero de Lítio (*Li-Polymer*);
- Baterias de Níquel Cádmio (NiCd);
- Baterias de Níquel Metal Hidreto (NiMH).

Surrey® (2010) descreve que a opção da tecnologia das baterias a serem empregadas em satélites deve ser fundamentada em requisitos como: potência solicitada pelo satélite, volume, massa e, sobretudo, pelo tipo de órbita que o satélite

vai operar. Dependendo da órbita de operação (baixa, média ou alta), os satélites terão mais ou menos ciclos de descarga, por exemplo, se a órbita for baixa (LEO) haverá mais ciclos de carga e descarga, necessitando de uma bateria que suporte essas condições.

As baterias ácidas, (Chumbo ácido), não são mais empregadas em satélites devido ao avanço tecnológico e a eficiência que as baterias de Lítio (Íon Lítio e Polímero de Lítio) ou Níquel (NiCd ou NiMH) possuem atualmente. Winter (2009) demonstra na figura 15 um gráfico das faixas de potência específica mássica (W/kg) pela energia específica mássica (Wh/kg), para múltiplos tipos e tecnologias de baterias.

Figura 15 – Características das baterias *Specific power* (potência específica mássica (W/kg)) versus *Specific energy* (energia específica mássica (Wh/kg))

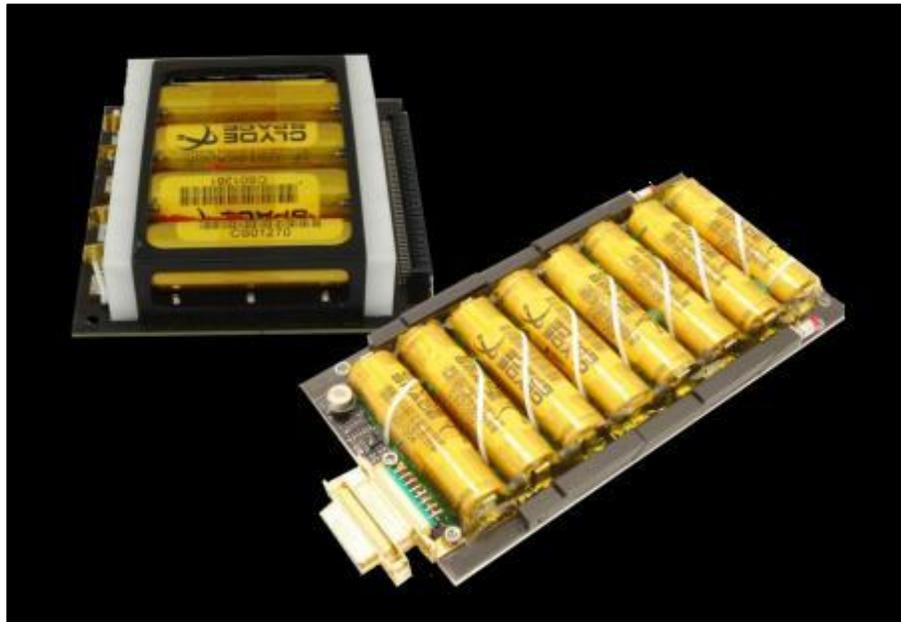


Fonte: Winter (2009)

Observa-se na figura 15 que a bateria composta por Lítio oferece melhor nível de potência e energia por unidade de massa. Conforme Scrosati e Garche (2010) energia específica do Lítio é aproximadamente quatro vezes maior comparado aos níveis da bateria chumbo-ácida e duas vezes maior em relação à energia da bateria de NiMH. As baterias de Íon Lítio, segundo Chagas et al. (2006), possuem como

vantagens pouco peso comparada com as demais e elevada densidade de energia (Wh/g), muito empregada em dispositivos portáteis. Outro fator importante é que não apresentam efeito memória e toleram grande número de ciclos de carga e descarga. Na figura 16 é demonstrado uma bateria de Íon Lítio para uso espacial.

Figura 16 – Bateria de Íon de Lítio para uso espacial



Fonte: ClydeSpace® (2011)

Rosolem et al. (2012) comenta sobre a utilização de baterias denominadas Polímero de Lítio, sendo uma das alternativas para substituição Íon Lítio, pois possuem uma cobertura externa composta por polímeros e por isso não necessitam possuir cobertura externa metálica, desta maneira são mais leves e podem ter diferentes formatos. A presente tecnologia também é empregada em satélites e na figura 17 é visualizada uma bateria de Polímero de Lítio para uso espacial.

Figura 17 - Bateria de Polímero de Lítio para uso espacial



Fonte: ClydeSpace® (2011)

2.3 Sistema Estrutural dos Satélites

Os satélites são projetados e construídos para uma ampla variedade de missões, possuindo os mais diferentes formatos em função de suas particularidades. No entanto, assim como qualquer outro veículo motorizado possui chassis, motor, tanques de combustível e sistemas de direção, todos os satélites partilham a mesma estrutura básica e organização, CNES (*Centre National D'études Spatiales*, 2008).

A estrutura de um satélite geralmente é constituída de treliças ou hastes muito rígidas, sobre as quais os equipamentos são montados, servindo de suporte, protegendo da radiação e mudanças significativas de temperatura. Segundo Palerosi (2009), as estruturas espaciais têm como funções:

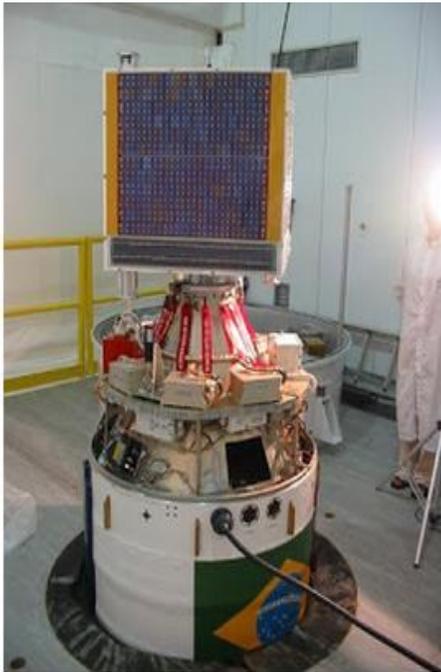
- Fornecer suporte mecânico estrutural aos demais subsistemas e respectivos equipamentos de bordo e acessórios;
- Atender aos requisitos de projeto em todas as fases da missão;
- Admitir a integração dos demais subsistemas;

- Prover meios de alinhamentos e estabilidade dimensional para permitir a operação de determinados equipamentos de bordo (cargas úteis, controle de atitude, propulsão);
- Fornecer uma primeira blindagem contra irradiação para os equipamentos de bordo;
- Comportar o aterramento elétrico dos equipamentos de bordo e permitir o aterramento elétrico dos mesmos;
- Efetivar a conexão mecânica entre o satélite e o veículo lançador;
- Evitar acoplamento dinâmico apropriado entre os modos de vibração do satélite e os do veículo os modos de vibração do satélite e os do veículo lançador;
- Fornecer impedância dinâmica de maneira a evitar danos aos equipamentos de bordo.

Um fator muito importante no desenvolvimento de qualquer projeto é avaliar e especificar o material com que o mesmo será desenvolvido. No caso dos satélites, devem ser projetados com um material leve, resistente e que suporte as condições espaciais. Conforme o site *Brazilian Space* (2009), os materiais que compõe a estrutura de alguns satélites brasileiros, na grande maioria dos casos são compostos por ligas de alumínio.

Conforme Ribeiro e Cunha (2007) foram desenvolvidas numerosas ligas de alumínio para o setor automobilístico e aeronáutico, onde as mesmas possuem valores bem elevados para resistência à tração (aproximadamente 48MPa ou 4,9 kg/mm²). Os autores ainda descrevem que só foram possíveis estes avanços devido à adição de certos elementos de liga e apropriados tratamentos térmicos e mecânicos. A figura 18 ilustra o Satélite de Aplicação Científica II (SACI II), com suas respectivas informações técnicas, dentre elas o material utilizado em sua estrutura.

Figura 18 – Características técnicas do satélite SACI II



Características técnicas do satélite SACI 2:

- * Massa total: 80 kg
- * Forma: Prisma retangular com painel circular
- * Dimensões: Diâmetro do painel: 108 cm; Altura: 60 cm; Largura
- * Estabilização por rotação: 6 rpm
- * Precisão: 1 grau
- * Órbita: Equatorial 15.5 graus de inclinação
- * Rotação: Após separação: 56-60 rpm; em operação: 6-10 rpm
- * Altitude: 750 km
- * Potencia gerada no painel: 120 W
- * Potencia da Plataforma: 30 W
- * Potencia de Carga Útil: 50 W
- * Material estrutural: Alumínio 6061-T6 e aço inox 304

Fonte: Brazilian Space (2009)

Segundo Carvalho (1999), devido à massa específica baixa acompanhada de propriedades mecânicas intermediárias, o alumínio, e suas ligas, sempre foram descritos como excelentes materiais aeronáuticos. O alumínio, conforme Camargo (2007) possui como propriedades um elevado ponto de ebulição, baixo ponto de fusão e a uma significativa estabilidade a temperatura, desta forma o torna viável a moldagem e a fusão. O autor ainda descreve que a condutibilidade térmica do material, inferior comparado as de prata, cobre e ouro, fazem com que o mesmo seja o material apropriado a ser utilizado em equipamentos destinados a troca de calor. Na figura 19 é demonstrada a estrutura mecânica de um Cubesat 2U utilizando liga de alumínio.

Figura 19 - Cubesat 2U e sua estrutura mecânica.



Fonte: Birkeland (2011)

Segundo a *Cubesat Design Specification* (2009), deve ser empregada na estrutura de um Cubesat a liga de Alumínio 7075 ou 6061, pois os materiais possuem a confiabilidade espacial e já foram empregados em vários satélites. Para versões de testes e estudo podem ser empregadas às ligas de Alumínio 5052, conforme sugerem os engenheiros do setor de manufatura do INPE, desta forma reduzindo os custos e validando se a estrutura será capaz de armazenar os demais elementos que compõe um Cubesat.

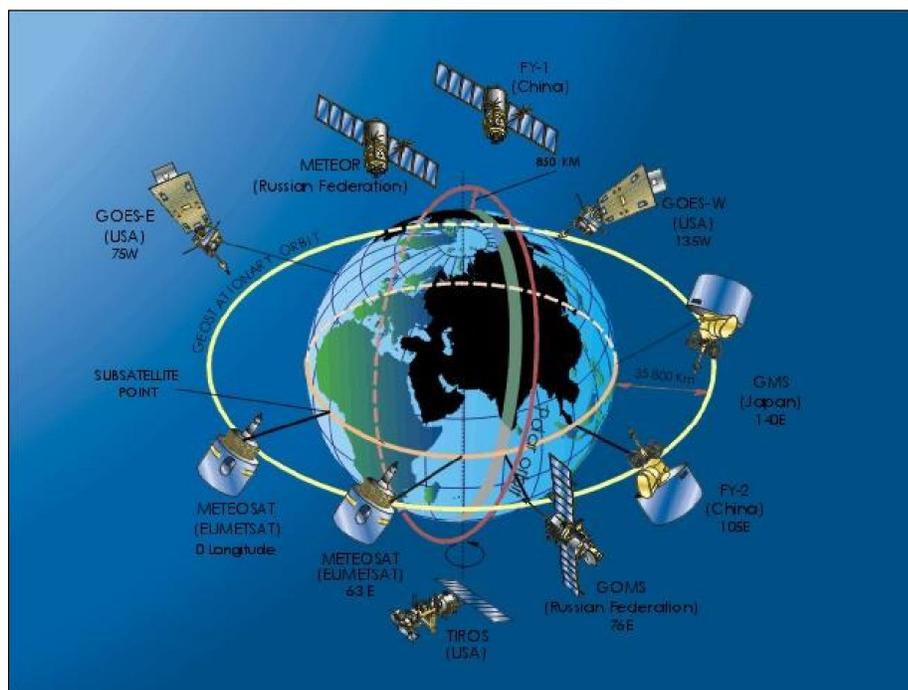
2.4 Órbita dos Satélites

Segundo Halliday (2004), a definição física de órbita é descrita como a trajetória ou caminho que um corpo percorre ao redor de outro sob a influência de alguma força (normalmente gravitacional). Conforme a Agência Europeia Espacial (*European Space Agency – ESA*, 2014) um satélite pode conservar-se na mesma órbita durante um extenso período de tempo, já que a atração gravitacional da Terra vem compensar a força centrífuga. A ESA ainda descreve que baseado em uma órbita fora da atmosfera terrestre e na lei da inércia, a velocidade do satélite é

constante, o que permite uma órbita estável em torno da Terra durante muitos anos. Freire et al. (2004) descreve que fisicamente existe uma relação entre a atração gravitacional e a distância, onde ocorre a diminuição da força à medida que se afasta da Terra, porém a força centrífuga aumenta à medida que a velocidade orbital aumenta.

Desta maneira, Oliveira (2009) cita que um satélite numa órbita terrestre baixa (Low Earth Orbit – LEO), normalmente a cerca de 700 km da Terra, está submetido a uma enorme atração gravitacional e tem de prosseguir a uma velocidade considerável para gerar a força centrífuga correspondente. Sendo assim, existe uma correlação entre a distância à Terra e a velocidade orbital do satélite. Moura (2011) comenta que se um satélite órbita a Terra com um período igual ao período de rotação da Terra no plano do equador terrestre e se movimenta no mesmo sentido do movimento de rotação da Terra, é denominado satélite geoestacionário, pois ficará estacionário em relação a um ponto sobre a Terra. A Figura 20 ilustra uma órbita geoestacionária na cor amarela juntamente com alguns satélites que a compõe.

Figura 20 – Exemplo de órbita geoestacionária (GEO)



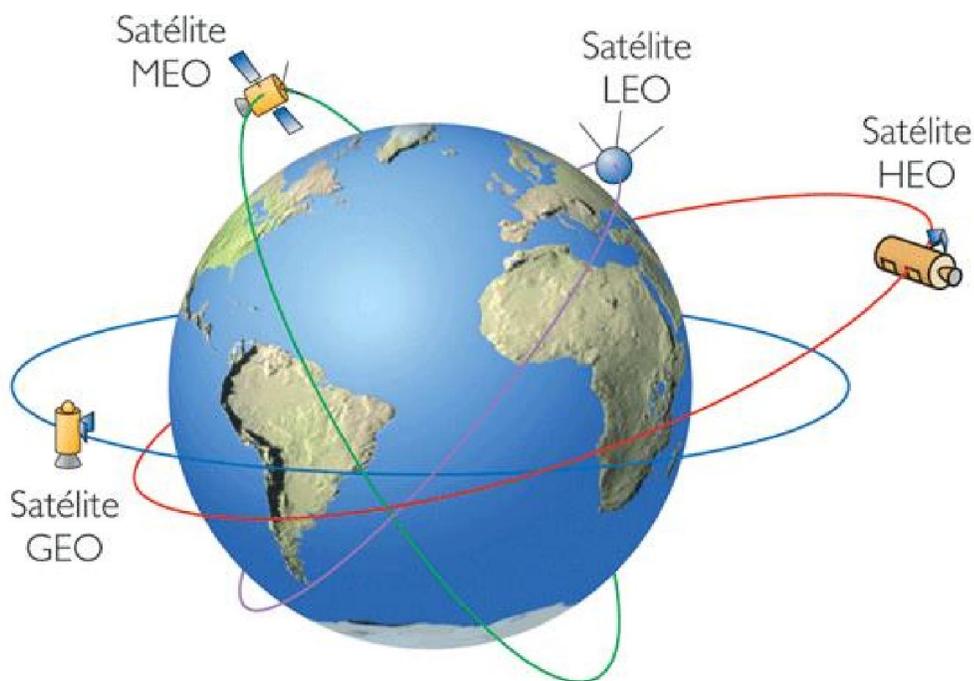
Fonte: Morales (2014)

Segundo Morales (2014), os satélites que orbitam a Terra operam dentro de quatro órbitas, as quais são denominadas:

- Órbita Terrestre Baixa – Low Earth Orbit (LEO): até 2000 km de altitude;
- Órbita Terrestre Média – Medium Earth Orbit (MEO): 2000 km até 36000 km de altitude;
- Órbita Terrestre Geoestacionária – Geostationary Earth Orbit (GEO): aproximadamente 36000 km de altitude;
- Órbita Terrestre Alta – High Earth Orbit (HEO): superior a 36000 km de altitude, também conhecida como órbita excêntrica ou elíptica.

A Figura 21 ilustra as órbitas de operação dos satélites.

Figura 21 – Exemplo de órbitas de operação de satélites



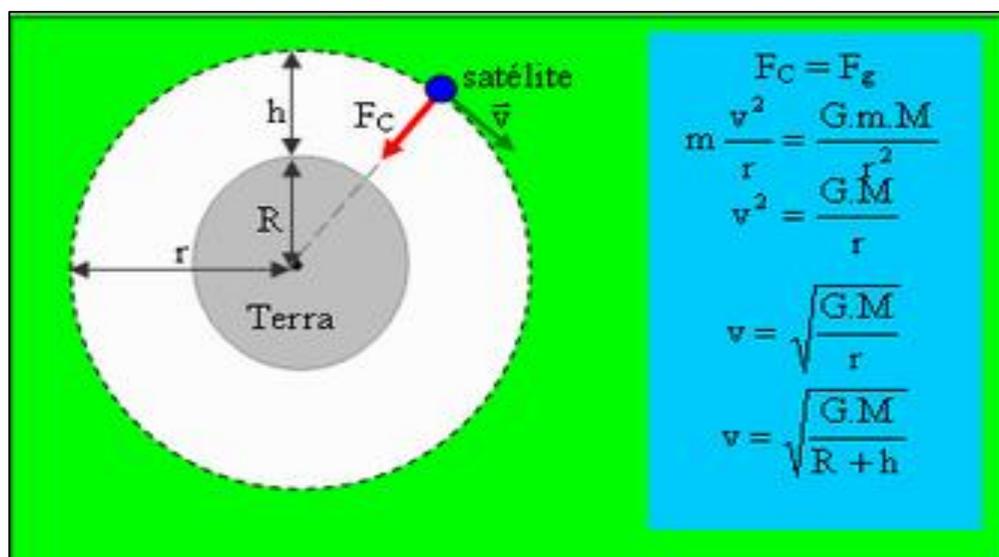
Fonte: Morales (2014)

Conforme Gomes (2004), a determinação de órbita de um satélite artificial consiste em estimar a posição e a velocidade do satélite em um dado instante, com certa precisão, em relação a um referencial. O autor ainda descreve que para realizar a determinação da órbita se utiliza um conjunto de medidas observacionais do satélite que pode ser obtido de inúmeras maneiras, como por exemplo, por meio

de sistemas de rastreamento em solo ou por sensores navegacionais a bordo do satélite, denominado sistema de bordo.

A partir das expressões da Força Centrípetra (F_c) e da Lei da Gravitação Universal (Força Gravitacional - F_g) é possível deduzir a equação para calcular a velocidade orbital de um satélite em órbita circular, assumindo a Terra como uma esfera, a mesma pode ser considerada como um ponto de massa, KEMPER (2007). Na figura 22 é visualizada a dedução das equações.

Figura 22 – Dedução das equações de F_c e F_g



Fonte: Faria (2010)

Onde:

v = Velocidade do satélite em órbita (m/s);

m = Massa do satélite(kg);

G = Constante Gravitacional Universal ($6,674287 \times 10^{-11} \text{ m}^3 \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{s}^{-2}$);

M = Massa da Terra ($5,9722 \times 10^{24} \text{ kg}$);

R = Raio da Terra ($6,37 \times 10^6 \text{ m}$);

h = Altura da órbita do satélite (m);

r = Raio de órbita do satélite ($r = R+h$).

O período de órbita de um satélite (T) em segundos (s), pode ser expresso pela Equação 1.

$$T^2 = 4 \cdot \pi^2 \cdot r^3 / G \cdot M \quad (1)$$

Baseada nas equações demonstradas anteriormente é possível analisar a velocidade e o período de órbita de um satélite em operação, sendo estes fatores essenciais para o dimensionamento do sistema de suprimento de energia.

3 METODOLOGIA

A metodologia foi dividida em três etapas, que serão demonstradas neste capítulo. Inicialmente analisaram-se os sistemas de suprimento de energia (células solares espaciais e baterias) para satélites de pequeno porte, onde baseados na literatura existente e na especificação do projeto do Cubesat SLIM-BR, os mesmos foram escolhidos. O sistema de suprimento de energia de um satélite é baseado na energia captada pelas células fotovoltaicas, através do efeito fotoelétrico e no sistema de armazenamento de energia (baterias). Para analisar o atual sistema, primeiramente foi calculada a potência máxima gerada pelas células solares em função de sua área de ocupação e, usando o *software* Matlab® foram inseridos conjuntos de equações com o objetivo de reproduzir o funcionamento das células solares para as condições espaciais.

Na segunda etapa do estudo determinou-se a órbita de operação do Cubesat SLIM-BR utilizando o *software* STK®, versão 10, onde serão analisadas quantas órbitas o satélite fará por dia, bem como seu tempo de exposição ao sol e na escuridão (umbra). A energia absorvida pelas células fotovoltaicas é dependente da órbita do satélite, uma vez que qualquer mudança na mesma irá ocasionar uma variação na captação da irradiação incidente.

Na terceira etapa do trabalho foi desenvolvimento o sistema estrutural do satélite, que deve ser capaz de suportar todas as etapas da missão espacial, desde o lançamento até a operação adequada no espaço. Neste caso, para realizar a criação do presente sistema foi utilizado o *software* SolidWorks®, que possui uma série de ferramentas para o desenvolvimento de projetos em terceira dimensão (3D), tendo desde a opção da aplicação do material a simulações mecânicas e térmicas dos componentes estruturais. Desta maneira a estrutura do Cubesat será desenvolvida por completo empregando o *software*.

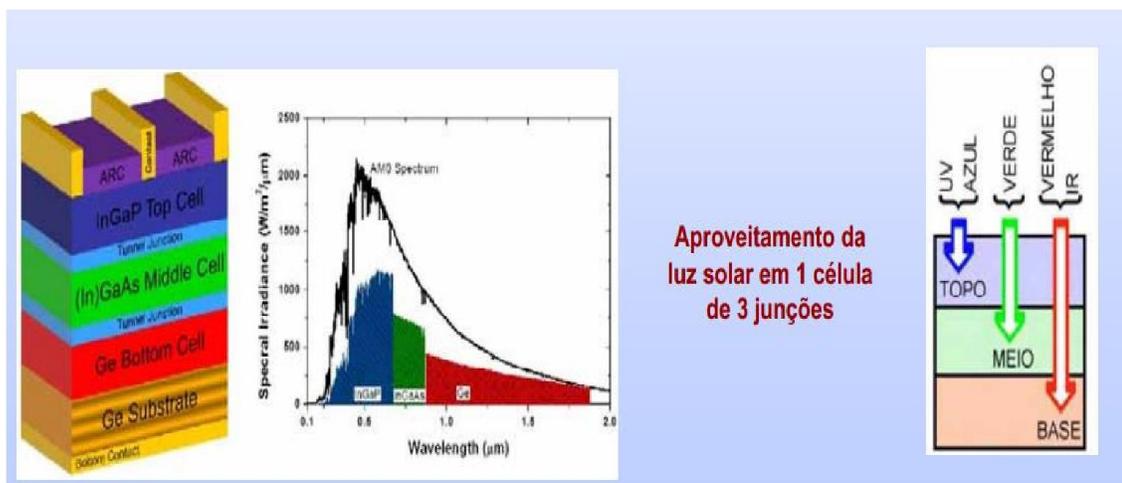
Serão demonstrados ao final dos resultados e discussões a última versão do projeto SLIM-BR, desenvolvida no INPE durante os últimos meses, descrevendo todo o conjunto que compõe o satélite. O Cubesat internamente é composto por três principais componentes, sendo eles a cara útil, sistema de atitude (Giroscópio) e sistemas elétricos. Externamente, acoplados a estrutura, encontram-se os conjuntos de painéis e células solares espaciais, denominado sistema *deployable*, responsável por abastecer o sistema de suprimento de energia.

3.1 Sistema de Suprimento de Energia: Célula Solar Espacial e Bateria

A escolha das células solares que irão constituir o sistema de suprimento de energia do satélite foi baseada em dois quesitos básicos: área de ocupação e eficiência. Com o avanço tecnológico, cada vez mais as células fotovoltaicas possuem um rendimento maior, visando à máxima conversão de energia. Neste contexto foram analisadas as células solares espaciais juntamente com as baterias existentes hoje no mercado e empregadas em Cubesats, que obedeçam as especificações desejadas e possuam uma eficiência de conversão e armazenamento de energia elevadas. Com base nos itens descritos anteriormente, pode-se dar início ao estudo e dimensionamento do sistema de suprimento de energia, especificando qual a potência máxima que pode ser gerada pelo satélite, com o objetivo que todos os subsistemas funcionem perfeitamente, uma vez que são dependentes da energia gerada pelas células solares e armazenada nas baterias.

Na atualidade as células solares espaciais utilizadas em Cubesats são fabricadas principalmente pelas empresas Emcore® e Spectrolab®, sendo elas de tripla junção e possuindo alta eficiência, em torno de 30%, compostas por Germânio (Ge), Arseneto de Gálio (GaAs), Arseneto de Gálio com Índio ((In)GaAs) e Arseneto Fosfato de Gálio (GaAsP) conforme visualizado na figura 23.

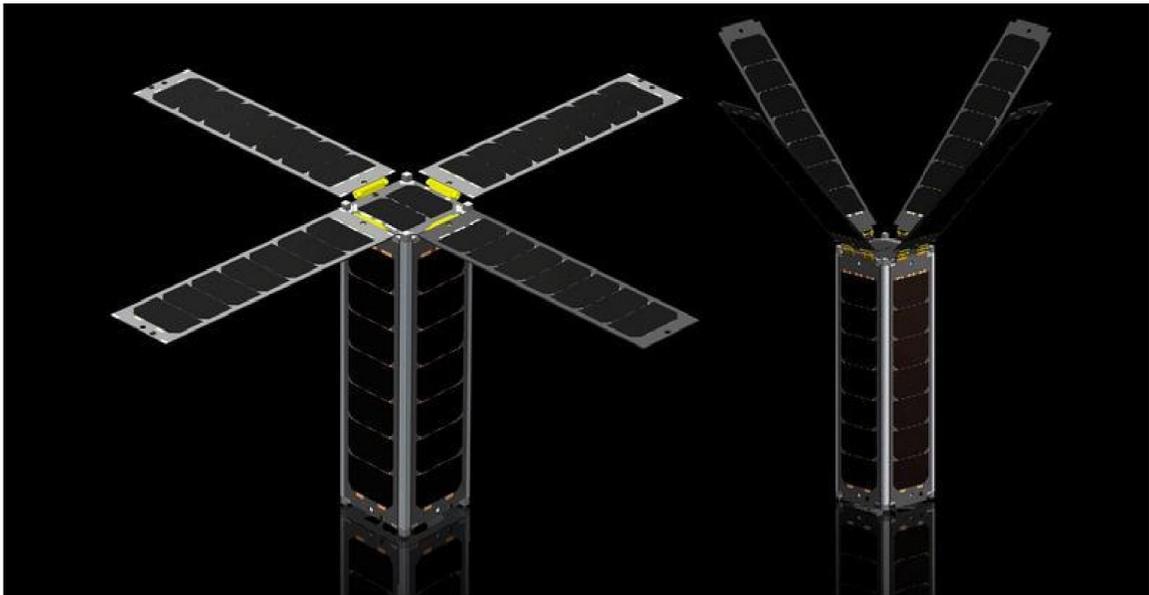
Figura 23 – Composição de uma célula solar de tripla junção



Fonte: Souza e Torres (2012)

No projeto SLIM-BR o Cubesat contará com um sistema de posicionamento, denominado sistema de atitude (posicionamento de um corpo em relação a um ponto de referência inercial), que tem como objetivo orientar e posicionar o satélite perpendicularmente em relação ao sol para que seja possível realizar a medição da radiação. O satélite também contará com um sistema de abertura dos painéis solares, denominado painel *deployable*, conforme demonstra a figura 24.

Figura 24 – Sistema de painéis *deployable* em um Cubesat 3U



Fonte: Deployable Solar Panel (2014)

Assumindo a operação do sistema de atitude e do sistema *deployable* o satélite irá captar a máxima radiação incidente, desta maneira gerando a máxima potência possível. A potência máxima que poderá ser gerada pelas células solares espaciais em um satélite é descrita pela Equação 2, conforme Costa (2009):

$$P = R_W \cdot E_C \cdot E_S \cdot A_T \quad (2)$$

Onde:

R_W = Irradiação Solar (W/m^2);

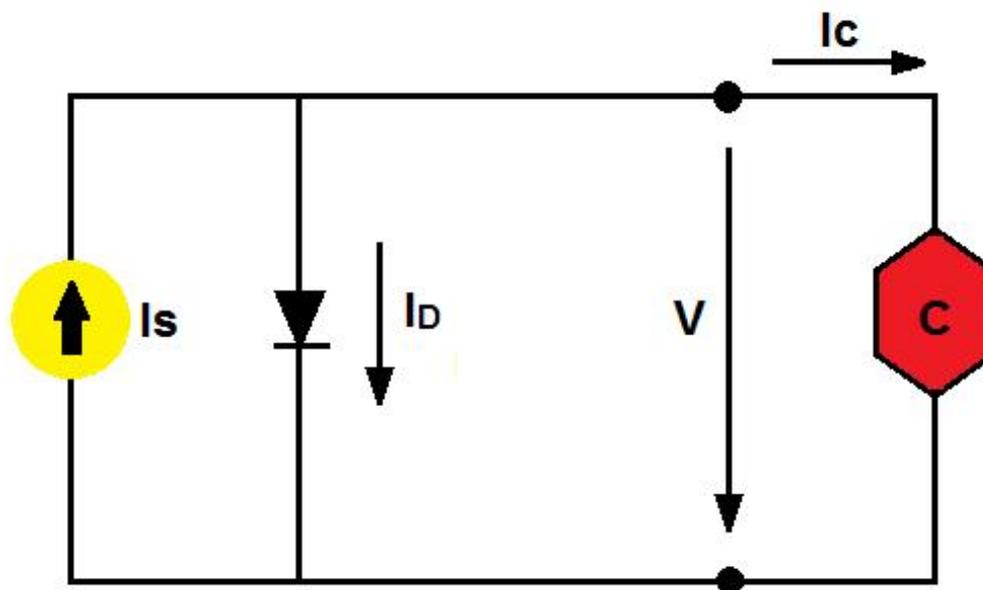
E_C = Eficiência da célula solar espacial (%);

E_S = Eficiência do sistema de potência (%);

A_T = Área total das células solares espaciais (m^2).

Para um melhor entendimento é demonstrado o circuito equivalente de uma célula solar, bem como as equações para um modelo matemático simplificado. A figura 25 ilustra o circuito equivalente de uma célula solar fotovoltaica.

Figura 25 – Circuito equivalente de uma célula solar



Fonte: Autoria própria (2014)

Onde:

I_s = Fonte de corrente elétrica gerada pela energia solar (A);

I_D = Corrente que passa pelo diodo (A);

V = Tensão nos terminais da célula em Volts;

I_c = Corrente na carga (A);

C = Carga (Ω).

As equações demonstradas nesta abordagem foram retiradas do material “Energias Renováveis e Produção Descentralizada: Introdução à Energia Fotovoltaica”, de Castro (2002). Para visualizar o comportamento da célula solar espacial, foram inseridos os dados da célula escolhida na programação desenvolvida no Matlab®, utilizando as equações adequadas. Na tabela 1 são descritas as equações utilizadas com suas respectivas numerações.

Tabela 1 – Equações para uma célula solar utilizando o modelo simplificado

<i>Descrição da Equação</i>	<i>Equação</i>	<i>Nº da equação</i>
Corrente do diodo (I_D)	$I_D = I_o \cdot \left(e^{\left(\frac{V}{m \cdot V_T} \right)} - 1 \right)$	(3)
Potencial térmico (V_T)	$V_T = \frac{K \cdot T}{q}$	(4)
Fator de idealidade (m)	$m = \frac{V_{max} - V_{ca}}{V_T \cdot \ln \left(1 - \frac{I_{max}}{I_{cc}} \right)}$	(5)
Corrente na carga (I_C)	$I_C = I_S - I_D = I_S - I_o \left(e^{\frac{V}{m \cdot V_T}} - 1 \right)$	(6)
Tensão de circuito aberto (V_{ca})	$V_{ca} = m \cdot V_T \cdot \ln \left(1 + \frac{I_S}{I_o} \right)$	(7)
Corrente inversa máxima de saturação do diodo (I_o)	$I_o = \frac{I_{cc}}{e^{\left(\frac{V_{ca}}{m \cdot V_T} \right)} - 1}$	(8)

Fonte: Castro (2002)

Onde:

K = Constante de Boltzman ($K=1.38 \times 10^{-23}$ J/K);

T = Temperatura de funcionamento da célula em Kelvin (K);

q = Carga elétrica do elétron ($q=1.6 \times 10^{-19}$ C);

V_{max} = Tensão máxima da célula em Volts;

I_{cc} = Corrente de curto-circuito (A);

Para utilizar as equações descritas na tabela 1 deve ser feita a seguinte consideração: analisando o circuito comprova-se que a corrente na carga é igual a corrente gerada pela célula solar (I_S) menos a corrente do diodo (I_D), ou seja, $I_C = I_S - I_D$ (Equação 6). Castro (2002) cita ainda que particularmente dois modos de operação merecem atenção especial: curto-circuito externo e circuito aberto.

No caso do curto-circuito externo a corrente gerada pela célula solar é igual à corrente de curto-circuito (material fornecido pelo fabricante com os dados de radiação incidente (W/m^2) e temperatura (K)). Conforme descrevem as equações 9, 10 e 11, respectivamente.

$$I_{cc} = I_S = I_C \quad (9)$$

$$V = 0 \quad (10)$$

$$I_D = 0 \quad (11)$$

Para o caso do circuito aberto não há circulação de corrente na carga ($I_C = 0$) e a tensão de circuito aberto (V_{CA}) possui valor máximo nos terminais da célula, pois está operando em vazio. Desta maneira a equação 7 descreve a tensão de circuito aberto, onde este valor também é fornecido pelo fabricante com os dados de radiação incidente (W/m^2) e temperatura (K). Baseadas em todas estas equações descritas pode-se calcular a corrente inversa máxima de saturação do diodo (I_0), demonstrada na equação (8). O autor ainda descreve que um aumento da temperatura externa diminui a eficiência da célula.

Silva (2008) ainda descreve a equação da corrente produzida por uma célula ou painel solar (I_S), adicionando os dados de radiação na mesma, conforme demonstrada na equação 12.

$$I_S = \left(I_{CC} + V_T \cdot (T - T_{ref}) \right) \cdot \left(G / G_{ref} \right) \quad (12)$$

Onde:

T_{ref} = Temperatura de referência (K);

G = Radiação incidente (W/m^2);

G_{ref} = Radiação incidente de referência (W/m^2).

Resumidamente as equações descritas servem para calcular a potência gerada em células solares para várias condições. No anexo A são demonstradas as equações do comportamento de uma célula fotovoltaica no *software* Matlab® para as variações de temperatura e irradiação, onde são gerados gráficos da potência resultante.

O elemento que realizará o armazenamento da energia gerada pelas células solares são as baterias. Ao escolher as baterias do satélite para uma missão espacial, é importante ter certeza de que elas podem e devem suportar o ambiente encontrado no espaço. A bateria do Cubesat SLIM-BR deverá, no mínimo, armazenar toda a energia captada e convertida pelas células solares, desta forma é

aconselhável empregar uma bateria com capacidade superior à geração. Conforme Costa (2009), quando o satélite está na zona de exposição ao sol a potência deve carregar as baterias e alimentar os demais subsistemas, porém quando está na área de escuridão, todos os subsistemas são alimentados pelas baterias.

Os parâmetros para a escolha da bateria no presente trabalho foram:

- Tecnologia;
- Tipo de órbita;
- Potência requerida pelo satélite;
- Tamanho e peso.

O autor ainda descreve que dependendo do tipo de órbita de operação do satélite ele terá mais ou menos ciclos de carga e descarga, por isso a escolha adequada e o material constituinte da bateria são de total importância, onde na atualidade as baterias mais empregadas no uso espacial são as Íon de Lítio. Para satélites de pequeno porte como os Cubesats as baterias mais utilizadas são: Íon de Lítio (*Li-Ion*) e Polímero de Lítio (*Li-Polymer*).

No projeto do Cubesat SLIM-BR, primeira versão, a estimativa inicial da energia requerida está em torno de 15Wh, desta forma, será analisado se os componentes escolhidos para as condições de operação suprem a demanda energética do satélite. Sendo assim as células fotovoltaicas espaciais e as baterias escolhidas para o Cubesat devem possuir as características descritas neste subitem, uma vez que as mesmas são empregadas na maioria dos satélites, validando a confiabilidade do elemento a ser utilizado. Nos resultados e discussões do presente trabalho será especificada a célula solar espacial e bateria necessária para constituir o sistema de suprimento de energia para o Cubesat SLIM-BR, realizando assim o seu desenvolvimento conceitual.

3.2 Configuração da Órbita de Operação do Cubesat SLIM-BR Empregando o Software STK®

Um dos objetivos principais durante o funcionamento do Cubesat SLIM-BR é captar uma elevada quantidade de dados de radiação solar para diferentes lugares na Terra. Para que seja possível realizar a medição dos dados o satélite necessita de energia, sendo assim a órbita escolhida deve possuir um tempo de exposição ao

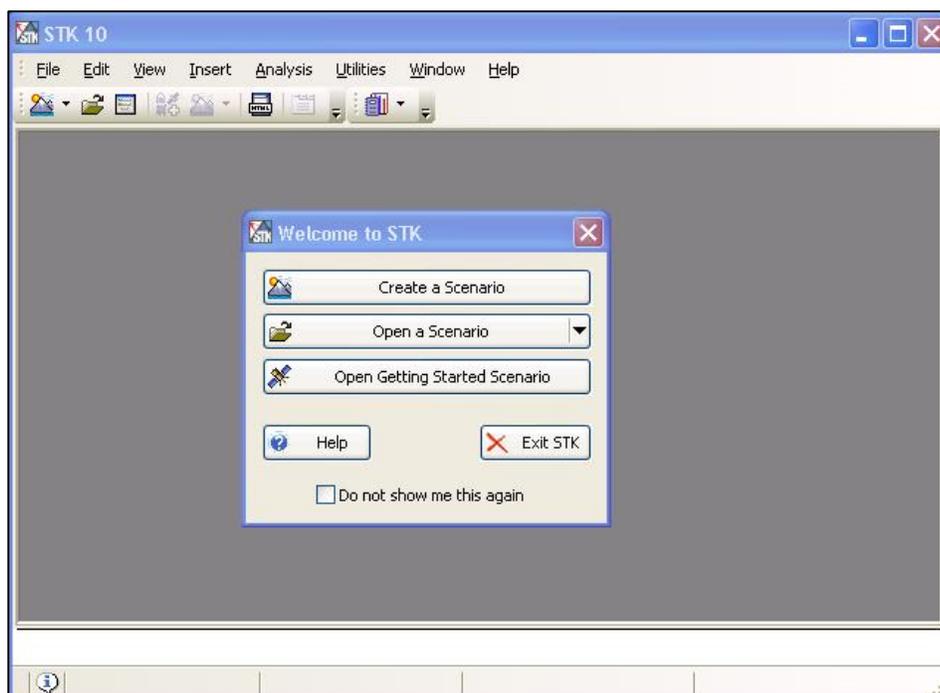
Sol adequado para que o sistema de suprimento de energia consiga efetuar a sua função, ou seja, converter e armazenar energia.

Baseados nos requisitos citados acima se utilizou o *software* STK®, versão 10 pra simular a órbita de operação do satélite, analisando o tempo de exposição ao Sol e na ausência do mesmo. Nos resultados e discussões será demonstrada a configuração completa do programa para um dia de simulação, bem como as imagens ilustrando as órbitas com as zonas de exposição ao sol e umbra, com seus respectivos tempos de operação.

O presente *software* simula o comportamento de satélites, antenas, estações e demais componentes da área espacial para uma configuração determinada pelo usuário, possuindo uma interface gráfica muito didática. Desta maneira, fundamentado nos requisitos descritos neste subitem a órbita de operação escolhida para o presente satélite foi a órbita terrestre baixa (LEO), podendo realizar várias medições em diferentes lugares, devido a sua velocidade elevada.

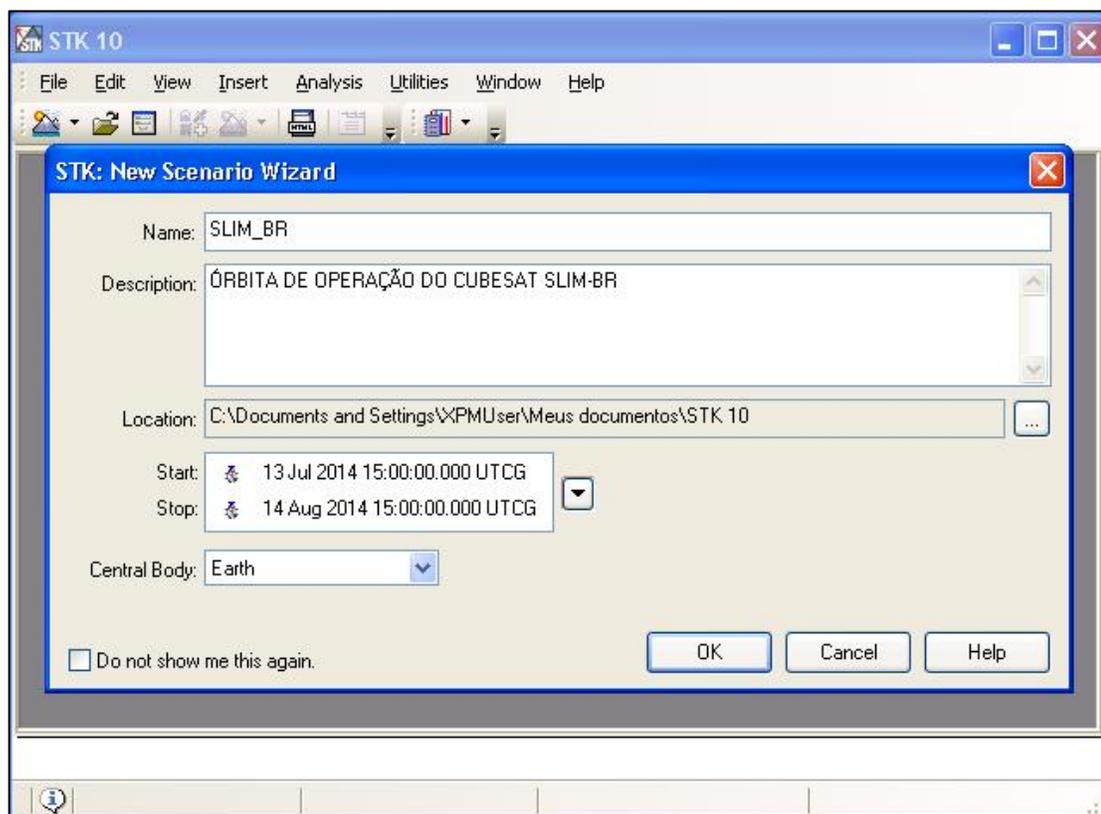
No programa, ao iniciá-lo, deve-se criar uma órbita, conforme as especificações do usuário, desta maneira é escolhida a opção *Create a Scenario* (criar cenário), conforme ilustra a figura 26.

Figura 26 – Criação de cenário no *software* STK®



Ao clicar na opção criar cenário, surge uma nova janela, onde devem ser enunciados o nome do cenário (*Name*), descrição (*Description*), local onde será salvo o arquivo (*Location*), período de simulação (datas) e o planeta ao qual o satélite realizará a órbita. Na figura 27 podem ser visualizados os itens descritos anteriormente.

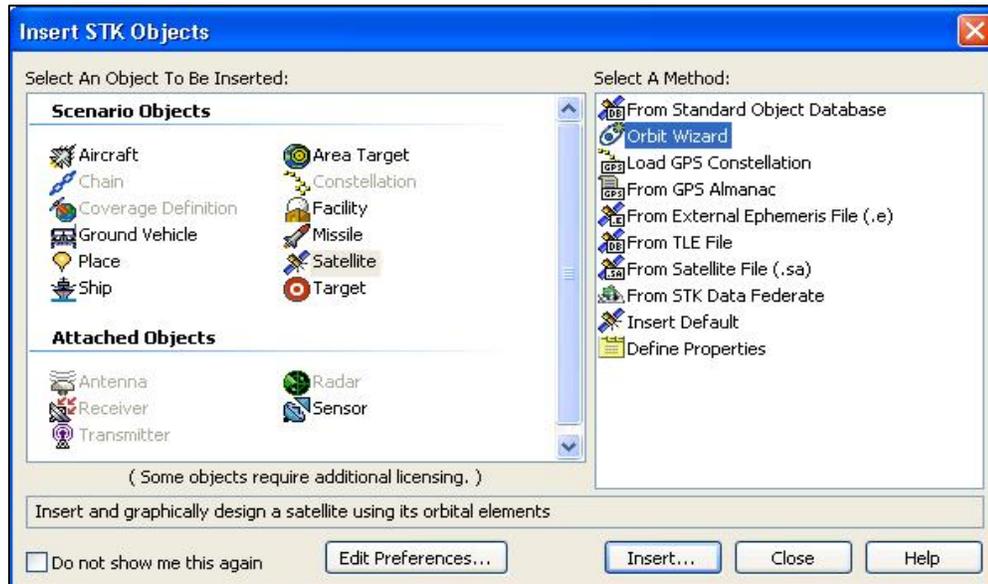
Figura 27 – Especificação do cenário



Fonte: Autoria própria (2014)

Na próxima etapa são inseridos os objetos que estarão em órbita, neste caso um satélite (Cubesat), onde ao clicar na opção *Satellite*, deve-se escolher o método que será utilizado na criação do projeto. Pretende-se configurar uma órbita com os padrões estabelecidos na metodologia, sendo assim, a alternativa correta é *Orbit Wizard* (Assistente de órbita), conforme demonstra a figura 28.

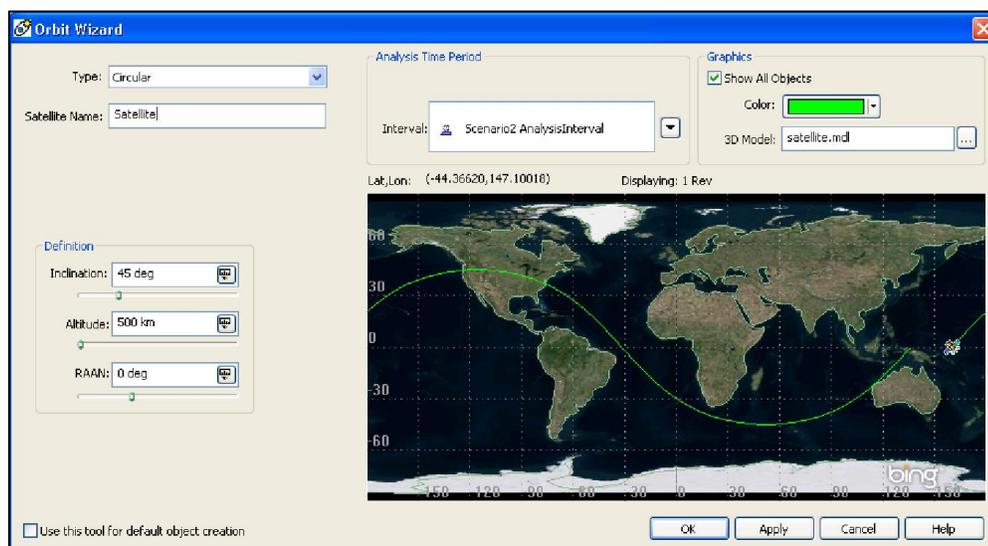
Figura 28 – Inserção dos objetos no cenário



Fonte: Autoria própria (2014)

Posteriormente são inseridos todos os dados da órbita a ser criada, sendo eles: tipo (*Type*), nome do satélite (*Satellite Name*), inclinação (*Inclination*), altitude (*Altitude*), entre outros, observados na figura 29.

Figura 29 – Inserção dos dados da órbita de operação



Fonte: Autoria própria (2014)

A etapa descrita acima descreve o último passo da configuração, onde serão adicionados os dados da órbita de operação do satélite, finalizando este subitem.

3.3 Desenvolvimento do Sistema Estrutural do Cubesat SLIM-BR Utilizando o Software SolidWorks®

A estrutura do Cubesat SLIM-BR foi totalmente projetada empregando o software SolidWorks®, sendo ele um CAD (*computer-aided design*), utilizado no desenvolvimento de projetos com os objetivos de validar conceitos, otimizar o processo de produção, diminuir custos e tempo de fabricação. A versão do software usada neste projeto foi a *SolidWorks Professional® 2014* (INPE), que conforme a sua desenvolvedora, a *Dassault Systems* (2014), a versão apresenta bibliotecas de peças padrão e fixadores, ferramentas para estimar automaticamente os custos de fabricação, e mais uma série de opções para otimizar o processo de criação. O programa auxilia a desenvolver a partir de formas geométricas básicas os modelos tridimensionais, a partir de plataformas iniciais para o desenvolvimento de projetos: peça, montagem e desenho. A figura 30 ilustra as opções iniciais na plataforma do software.

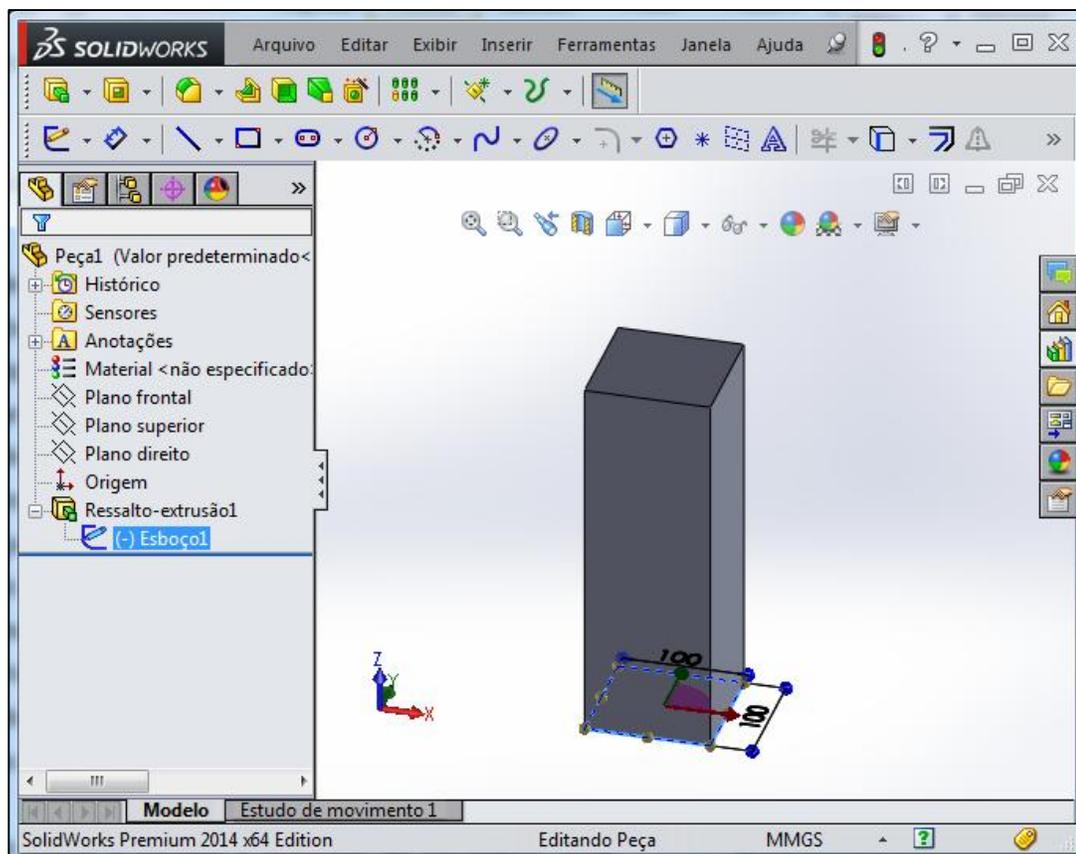
Figura 30 – Opções iniciais do SolidWorks®



Fonte: Autoria própria (2014)

Primeiramente foram desenvolvidas as peças constituintes da estrutura do Cubesat, criando um esboço básico de cada uma em 2D (duas dimensões) com as ferramentas existentes na opção entidade de esboço, para posterior geração do 3D (três dimensões), utilizando o recurso da extrusão (ressalto/base extrudado), gerando como resultado o sólido bruto. Após o processo de criação da peça bruta são empregados outros recursos como corte extrudado, filetes, chanfros, cascas, entre outros para geração da peça final, conforme desejo do usuário. Todas as peças do sistema estrutural do Cubesat SLIM-BR foram desenvolvidas seguindo a metodologia descrita anteriormente e, após aplicado o material nos modelos gerados (opção aplicar material), sendo ele o alumínio 5052 – H32, pois este material é utilizado no desenvolvimento de protótipos para versões de estudo e disponível no Setor de Manufatura (SEMA) do INPE. A figura 31 ilustra a área de trabalho do *software*, com a criação de um quadrado de dimensões 100 x 100 mm de esboço 2D, gerando a peça extrudada em 3D.

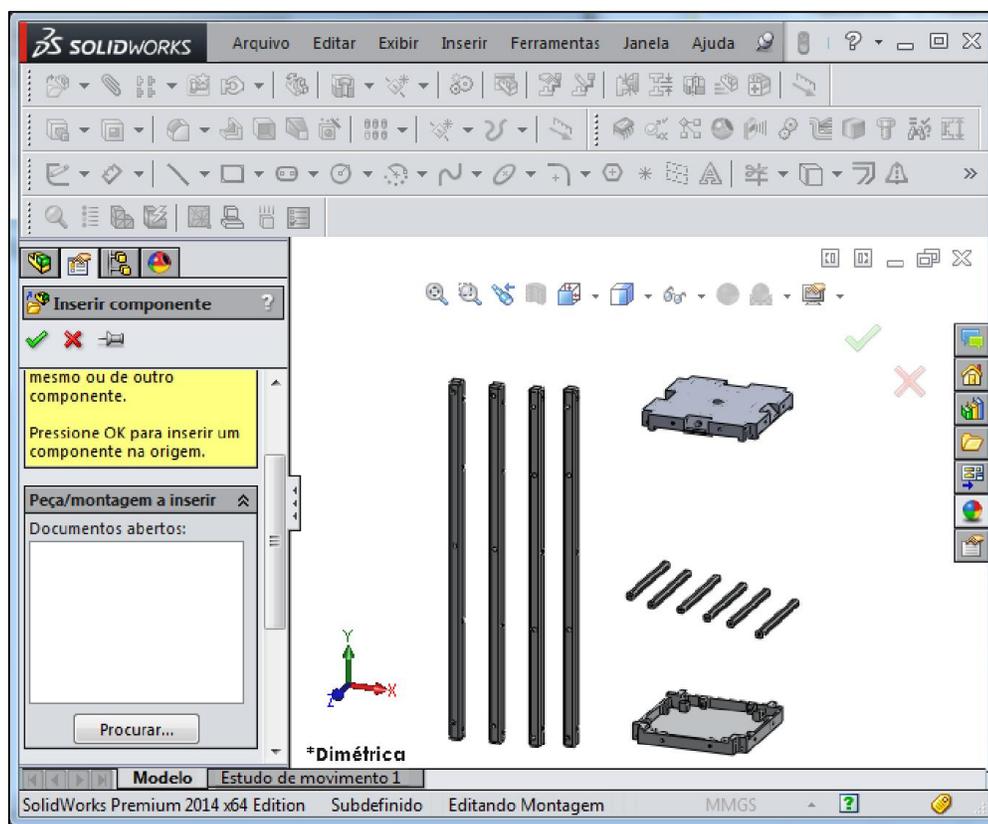
Figura 31 – Área de trabalho do *software* SolidWorks®



Fonte: Autoria própria (2014)

Após obter os modelos tridimensionais de todas as peças é iniciado o processo da montagem, onde devem ser inseridas na área de trabalho as peças criadas através da opção inserir componente. A estrutura completa é originada a partir da ferramenta posicionamento, que cria correlações entre as peças com o objetivo de gerar a estrutura final. Na figura 32 é visualizado o conjunto de peças na interface montagem, aguardando a adição de mais peças, relações de posicionamento e parafusos.

Figura 32 – Adição e montagem das peças do satélite no SolidWorks®



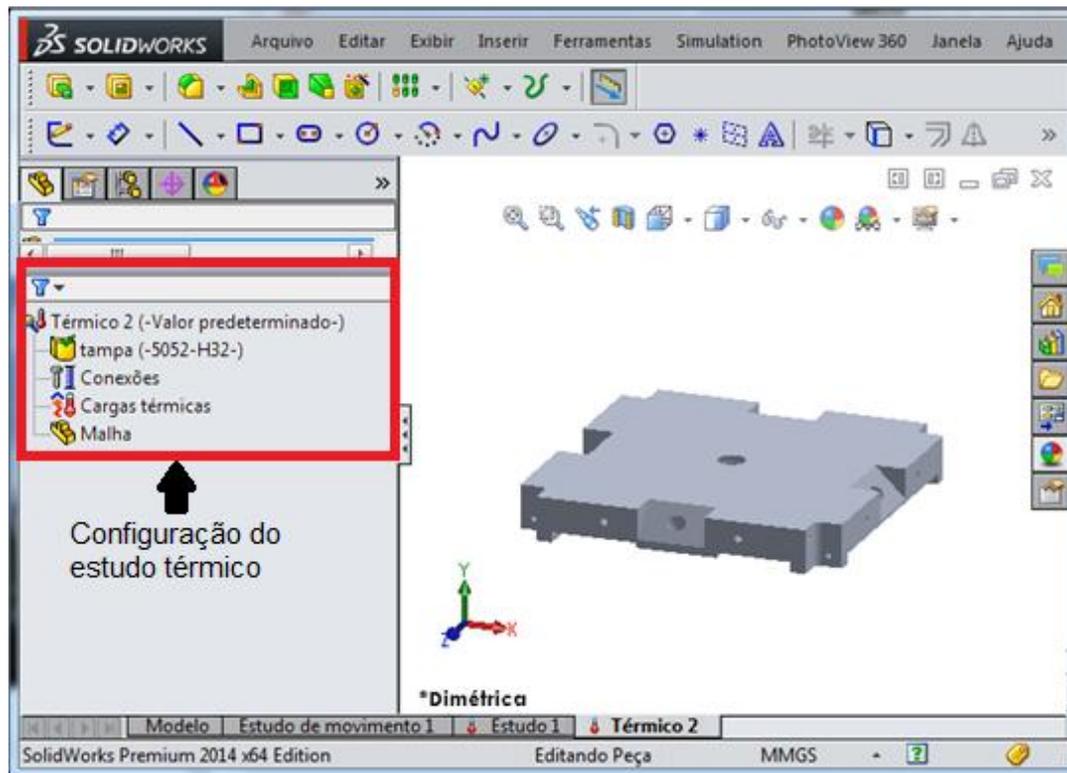
Fonte: Autoria Própria (2014)

Além de desenvolver as correlações entre as peças são inseridos os parafusos, bem como os furos onde serão conectados. Os furos onde serão adicionados os parafusos foram feitos pelo recurso assistente de perfuração e os parafusos adicionados pelo recurso componente de fixação inteligente, pois o *software* possui uma vasta biblioteca a disposição do usuário. Os parafusos escolhidos (*socket countersunk head cap screw*) para fazer parte do sistema

estrutural possuem dimensões de aproximadamente 2x16mm e são de aço inoxidável, material típico de parafusos para uso espacial.

Como o satélite estará em operação no espaço, local onde existe uma grande variação de temperatura, foram feitas simulações na montagem utilizando um pacote existente no *software*, denominado *Simulation*. O presente pacote fornece ferramentas de simulação com o objetivo de testar e validar o projeto, realizando as modificações necessárias para obter um produto de melhor qualidade. Desta maneira foi desenvolvido um estudo térmico para verificar o comportamento da temperatura ao longo da estrutura, uma vez que na região de operação do satélite ocorreram variações significativas. Em cada órbita o satélite passará por regiões de exposição ao sol, penumbra (região de transição entre o sol e a sombra) e umbra (sombra da Terra), ocasionado assim à variação da temperatura ao longo da estrutura. Sendo assim, será realizada uma simulação da transferência de calor por condução (regime permanente) na estrutura para uma região de transição, assumindo que a parte superior (peça superior) estará a 70°C e a parte inferior (peça inferior) a -40°C.

Como o satélite possuirá um sistema de apontamento para o Sol, sua face superior estará exposta e sua face inferior estará na umbra, ou seja, nestes locais serão adicionadas as cargas térmicas com suas respectivas temperaturas. Serão acrescentados também os componentes de contato, ou seja, peças que possuem contatos com outras peças da estrutura e por fim gerada a malha em todo o sistema. A malha escolhida foi com base em curvatura, pois possui a configuração de geração de malhas de volume e superfícies multissegmentadas para montagens e peças. Na figura 33 é demonstrado à área de trabalho do *Simulation* para um estudo térmico.

Figura 33 – Parâmetros para o estudo térmico utilizando o *Simulation*

Fonte: Autoria Própria (2014)

Todas as etapas abordadas neste tópico compreendem o modelagem dimensional do sistema estrutural do Cubesat SLIM-BR, onde nos resultados serão demonstradas as peças individuais, montagem completa e a simulação térmica do sistema estrutural para uma região de transição.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Neste capítulo serão apresentados e discutidos os resultados obtidos fundamentados na metodologia.

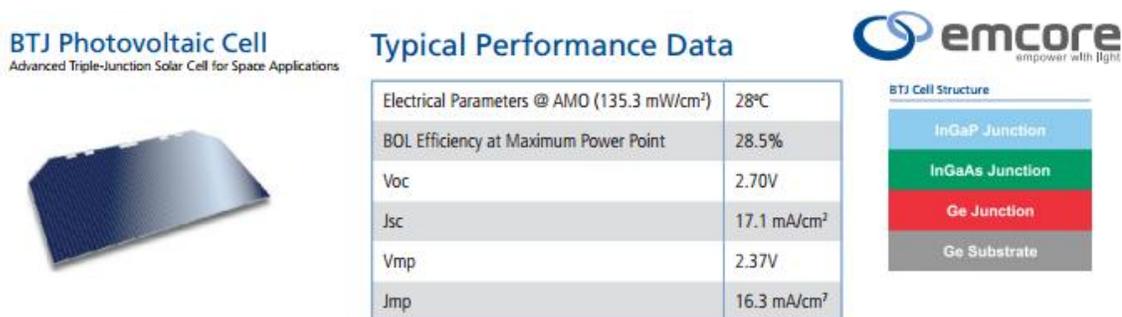
4.1 Sistema de Suprimento de Energia

Neste subitem será especificada a célula solar espacial e a bateria do Cubesat SLIM-BR, constituindo assim o sistema de suprimento de energia.

4.1.1 Especificação da Célula Solar Espacial do Cubesat SLIM-BR

Conforme descrito na metodologia às células solares devem possuir especificações para operação espacial, ou seja, suportar o vácuo, radiação elevada e grande variações de temperatura no espaço. Neste contexto a célula fotovoltaica escolhida para o dimensionamento do sistema de suprimento de energia do Cubesat SLIM-BR é da fabricante Emcore®, denominada *BTJ Photovoltaic Cell (Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications)*. Esta célula apresenta todos os requisitos para operação espacial, alta eficiência (28,5%, sendo de tripla junção), tamanho adequado (área de 26,6 cm²) e, por este motivo, ela foi escolhida. Os dados da célula *BTJ Photovoltaic Cell* são demonstrados na figura 34 e no anexo B.

Figura 34 – Célula solar espacial *BTJ Photovoltaic Cell (Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications)*



Fonte: Emcore®: Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications (2012)

Através da equação 2 e dos dados contidos no anexo B é calculada a máxima potência que poderá ser gerada pelas células fotovoltaicas, uma vez que o satélite irá possuir um sistema de atitude, posicionando o mesmo perpendicularmente ao sol, obtendo a máxima incidência da radiação. Inicialmente deve ser calculada a área de ocupação das células solares assumindo que o satélite possuirá um sistema abertura de painéis solares (*deployable*) com quatro painéis. Na tabela 2 são evidenciados os dados da área de ocupação das células fotovoltaicas.

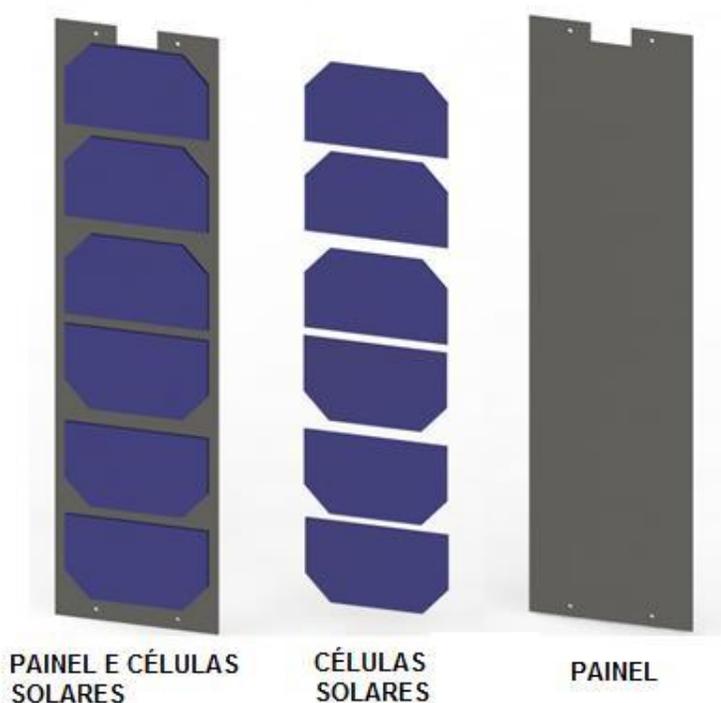
Tabela 2 – Dados da área de ocupação das células fotovoltaicas

<i>Painéis</i>	<i>Células por painel</i>	<i>Nº total de células</i>	<i>Área de cada célula (m²)</i>	<i>Área total das células (m²)</i>
4	6	24	0,00266	0,06384

Fonte: Autoria própria (2014)

Na figura 35, é ilustrado um painel composto pelas células solares espaciais, desenvolvido no *software* SolidWorks® para o projeto do Cubesat SLIM-BR.

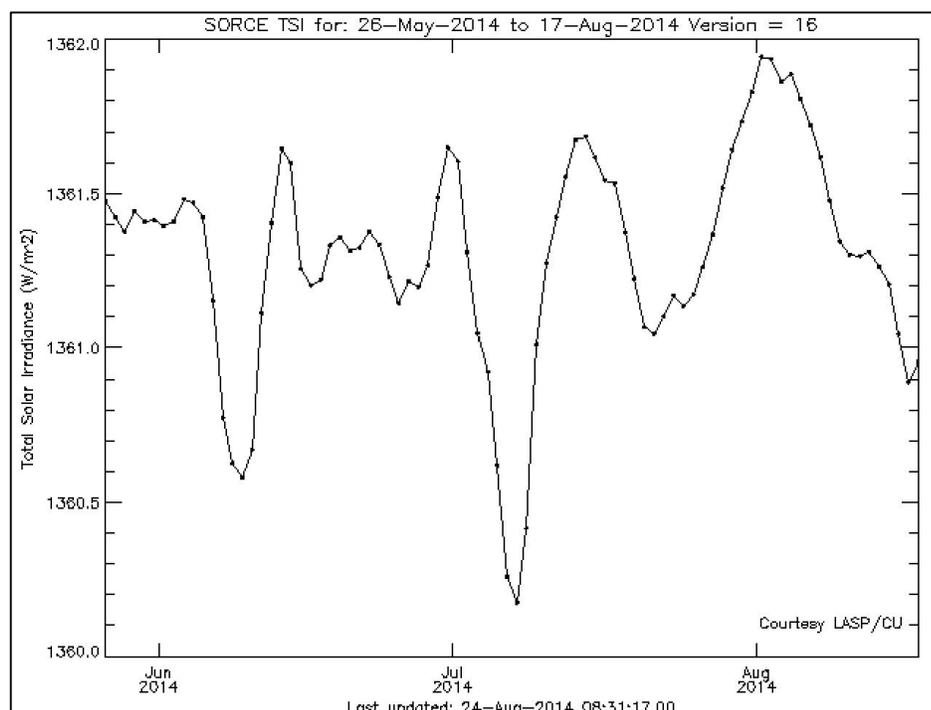
Figura 35 – Painel e células solares desenvolvidos no SolidWorks®.



Fonte: Autoria própria (2014)

Conforme o satélite TIM (*Total Irradiance Monitor*, 2014) que realiza a medição da irradiância solar total (*Total Solar Irradiance* - TSI), os valores se encontram em torno de 1361 W/m^2 , conforme demonstra a figura 36.

Figura 36 - Gráfico da irradiância solar total em função do tempo medidas pelo TIM

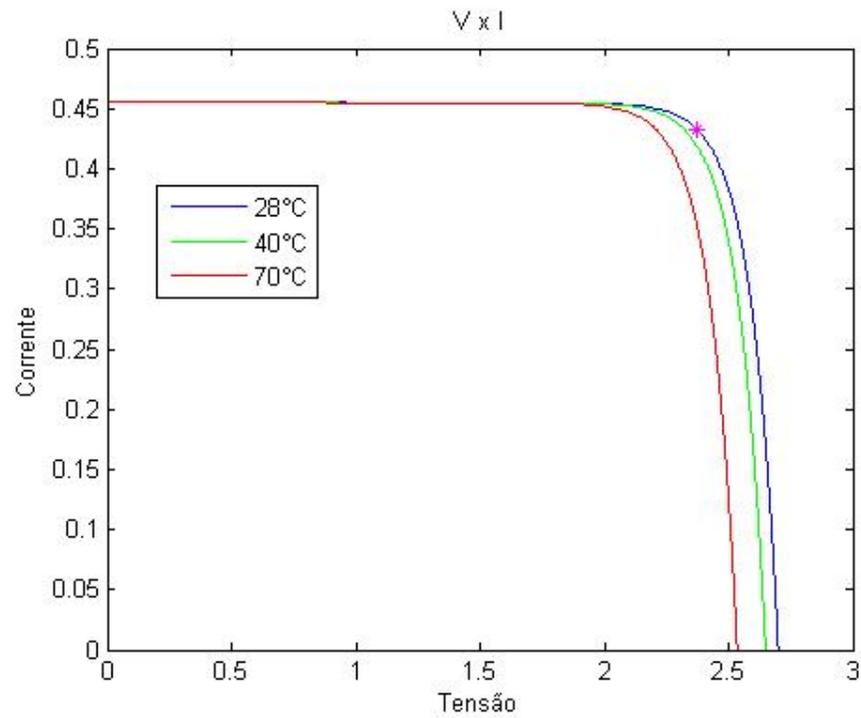


Fonte: TIM (2014)

Baseada na área total de ocupação das células ($0,06384 \text{ m}^2$), na irradiância solar total (1361 W/m^2), na eficiência da célula ($28,5\%$) e assumindo que a eficiência do sistema de potência (E_S) é de 90% devido as perdas, a potência máxima gerada pelas células descrita por meio da equação 2 é aproximadamente $22,3 \text{ W}$.

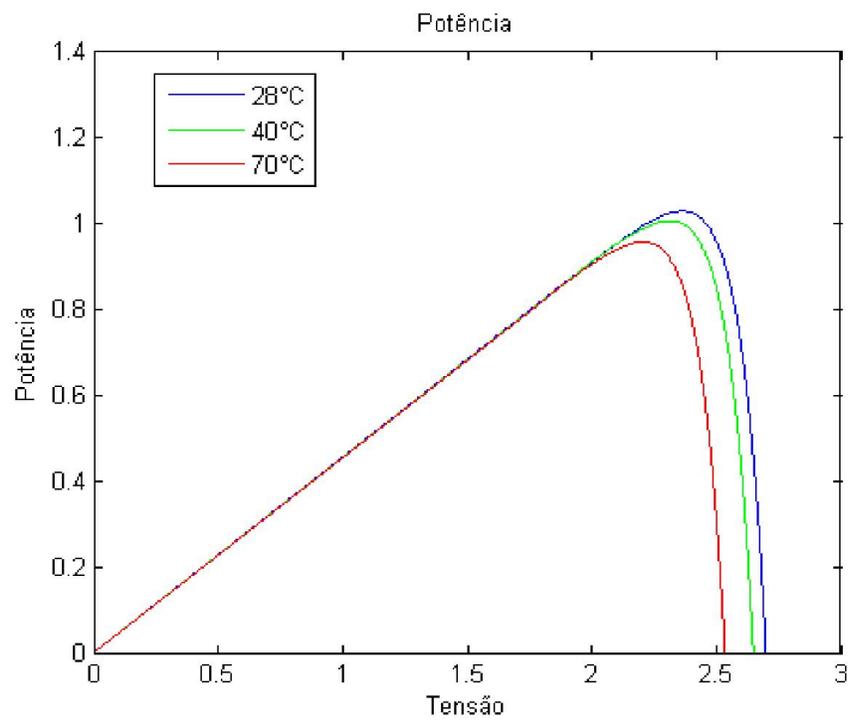
Com o auxílio do *software* Matlab® foram realizadas simulações do comportamento da célula fotovoltaica para a irradiação aproximada no espaço. No *software* foram inseridas as equações descritas na metodologia, observando o comportamento da célula para a variação de temperatura e irradiação, desta forma ocasionando variação na potência gerada. A programação desenvolvida composta por todas as equações está demonstrada no anexo A. Nas figuras 37 e 38 são demonstrados os resultados da potência para uma célula solar variando a temperatura (28°C , 40°C e 70°C).

Figura 37 – Gráfico da tensão (V) em função da corrente (I) variando a temperatura.



Fonte: Autoria própria (2014)

Figura 38 – Gráfico da potência (W) em função da tensão (V) variando a temperatura.

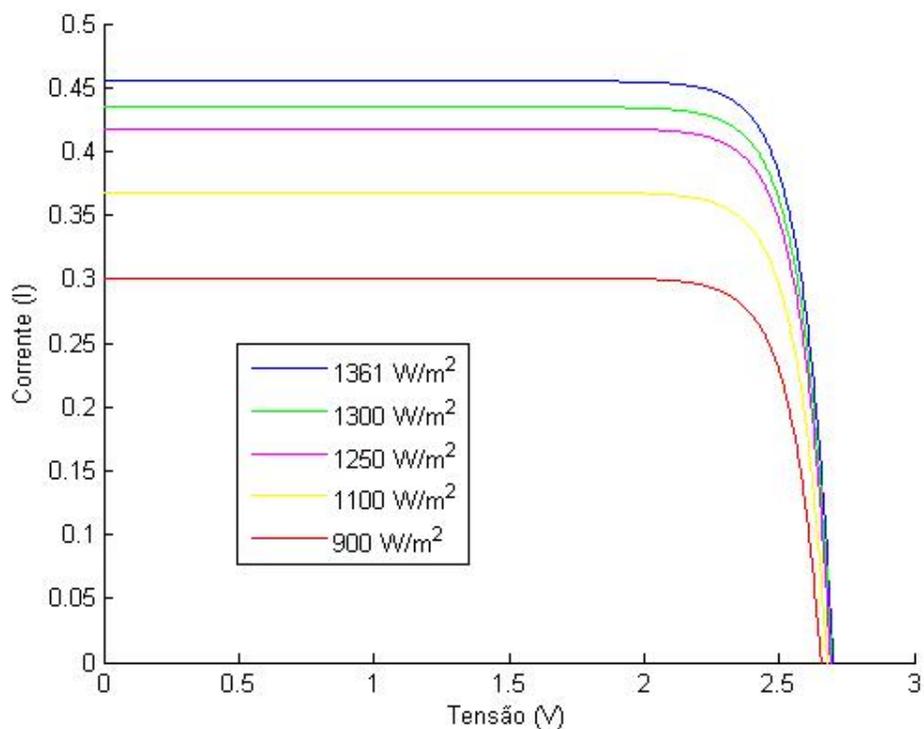


Fonte: Autoria própria (2014)

Como a temperatura no espaço oscila devido a órbita do satélite, alguns valores para zona de exposição ao sol foram inseridas na programação para serem visualizadas nos gráficos. Observa-se que nos gráficos acima o aumento na temperatura diminui o rendimento da célula, cerca de 10%, conforme era esperado e descrito na literatura. Outra observação importante é que a célula solar espacial escolhida possui potência em torno de 1W (Anexo B), onde analisando os gráficos da simulação encontramos o mesmo valor para as condições de 28 °C.

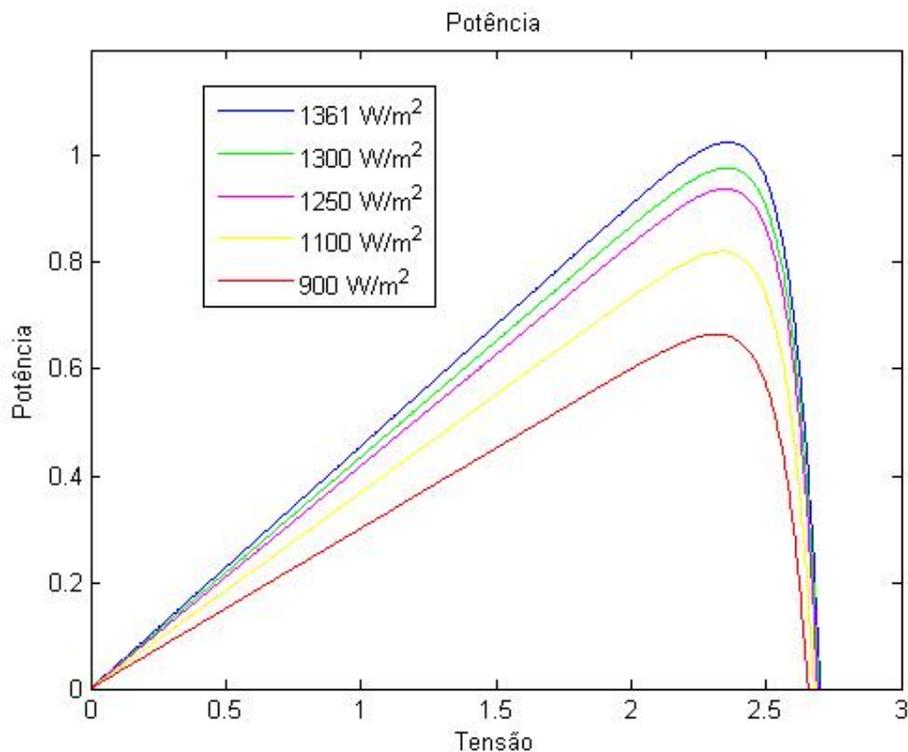
Nas figuras 39 e 40 são visualizados os resultados da potência de cada célula para a variação da irradiação. Uma observação importante é que o satélite irá possuir um sistema de atitude, realizando o apontamento em direção ao sol, ou seja, os painéis estarão inclinados 90° em relação à fonte emissora de energia. Caso o sistema de posicionamento do satélite não o coloque exatamente perpendicular ao sol irá ocorrer uma variação na energia gerada, devido à mudança da radiação incidente sobre a célula, conforme demonstram as figuras 39 e 40.

Figura 39 – Gráfico da tensão (V) em função da corrente (I) variando a radiação incidente.



Fonte: Autoria própria (2014)

Figura 40 – Gráfico da potência (W) em função da tensão (V) variando a radiação incidente.



Fonte: Autoria própria (2014)

Nas figuras 39 e 40 observa-se que a variação da radiação incidente na célula solar acarreta na oscilação da energia final gerada. Resumidamente, se o satélite não estiver posicionado perpendicularmente em relação ao sol, haverá uma menor radiação incidente sobre a célula, obtendo como resultado uma potência menor para o sistema de suprimento de energia.

Todos os itens enunciados neste tópico descrevem o motivo da escolha da célula solar espacial, ilustra o modelo físico dos painéis solares, bem como realiza simulações com os dados fornecidos pela fabricante Emcore®. Sendo assim validando a escolha da célula solar espacial para o presente projeto.

4.1.2 Especificação da Bateria do Cubesat SLIM-BR

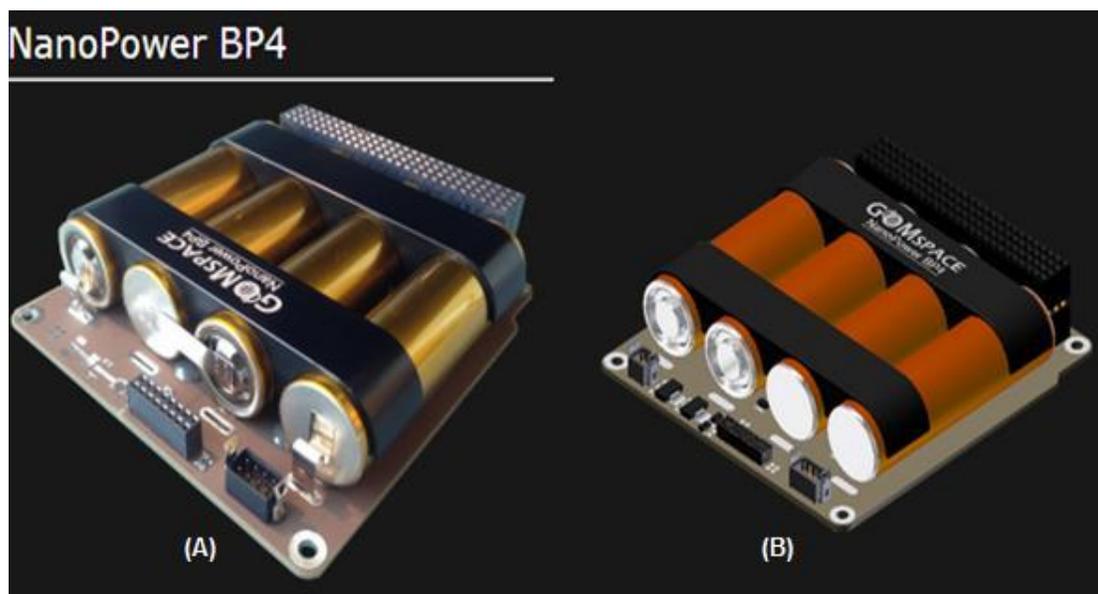
Tendo como base a potência máxima que pode ser gerada pelo Cubesat SLIM-BR é possível especificar a bateria que constituirá o sistema de suprimento de

energia. Como a potência máxima gerada pelos painéis solares é aproximadamente 22.3W, a bateria não poderá armazenar uma potência inferior à geração.

Sabendo que atualmente as tecnologias mais empregadas na composição química das baterias espaciais são o Íon de Lítio e o Polímero de Lítio, foi optado pela primeira opção (Íon de Lítio), devido ao fato de terem sido mais utilizadas comparadas com a segunda. Outro fator importante para determinar a escolha da bateria é o fato de não possuírem efeito memória (conhecido popularmente como vício de bateria), possuírem pouco peso e suportarem grande número de ciclos de carga e descarga, conforme descreve a literatura.

Analisando todos os itens enunciados e optando por uma bateria desenvolvida para Cubesats, foi escolhida a bateria da fabricante GOMSpace®, denominada *NanoPower* BP4. Na figura 41 é visualizada a bateria *NanoPower* BP4 (A), juntamente com o seu desenho 3D (B).

Figura 41 - Bateria NanoPower BP4 da fabricante GOMSpace®



Fonte: GOMSpace® (2014)

Essas baterias conseguem armazenar aproximadamente 38,5W no período de uma hora (38,5Wh), ou seja, uma potência bem superior a da geração das células solares espaciais BTJ se operassem no período de uma hora. A bateria NanoPower é desenvolvida especialmente para satélites pequenos (Cubesats e Nanosats), possui uma massa de 240 g, dimensões de 94x88x23 mm e pode operar

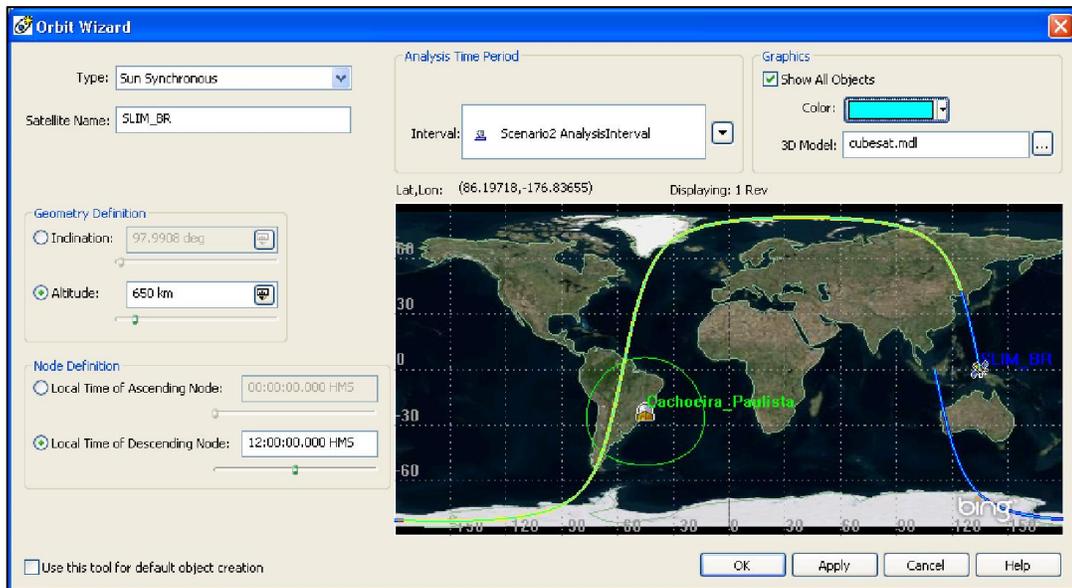
em uma extensa faixa de temperatura (-40°C a 125°C), desta forma se adapta perfeitamente nas especificações do projeto. No anexo C está inserido a folha de dados (*datasheet*) da bateria NanoPower BP4.

Assumindo que o satélite só realizará o envio de dados quando estiver exposto a Sol e supondo o pior caso possível de operação, onde o satélite realiza uma órbita terrestre baixa em 90 minutos e que metade do tempo ele está exposto ao Sol e metade na umbra, pode-se apontar que o presente sistema de suprimento de energia (célula solar espacial BTJ e bateria NanoPower BP4) manterá todos os sistemas e subsistemas do satélite em operação. Os resultados descritos no subitem 4.1 compreendem o desenvolvimento conceitual do sistema de suprimento de energia, sendo ele um dos objetivos deste trabalho.

4.2 Órbita de Operação do Cubesat SLIM-BR

Conforme comentado na metodologia, o estudo das órbitas dos satélites foi primeiramente apresentado pela literatura existente, descrevendo altitude, velocidade, número de órbitas, ciclos de exposição ao Sol, penumbra, umbra, etc. Utilizando o *software* STK® (Satellite Tool Kit, versão 10), foi possível simular e analisar o comportamento do Cubesat para a órbita de operação em um dia de simulação. A Figura 42 demonstra a configuração da órbita de operação do satélite, onde foi definida como sendo uma órbita terrestre baixa (LEO), síncrona com o Sol, 650 km de altitude em relação à superfície da Terra e com um modelo em 3D de um Cubesat.

Figura 42 – Configuração da órbita de operação do Cubesat SLIM-BR utilizando o *software* STK®

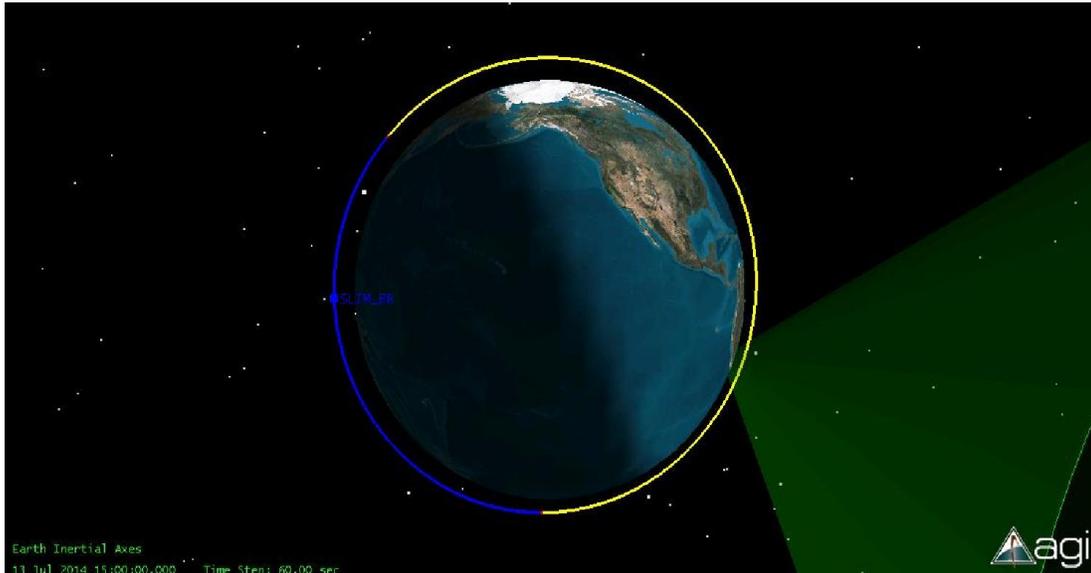


Fonte: Autoria Própria (2014)

Um parâmetro importante a ser descrito é que além da órbita escolhida ser de baixa altitude para obtenção de dados em várias regiões, optou-se também por ser síncrona com o Sol (órbita heliossíncrona com aproximadamente 97° de inclinação), pois nesta órbita é possível capturar mais radiação para o sistema de suprimento de energia. Empregando a equação da velocidade do satélite em órbita, demonstrada na figura 22, para uma altura da órbita do satélite (h) de 650 km, obtêm-se uma velocidade de 27.127 km/h do satélite em órbita. O período de órbita do satélite aplicando a equação 1 é de aproximadamente 98 minutos, desta maneira ele realiza cerca de 14 voltas em torno da terra durante o período de um dia.

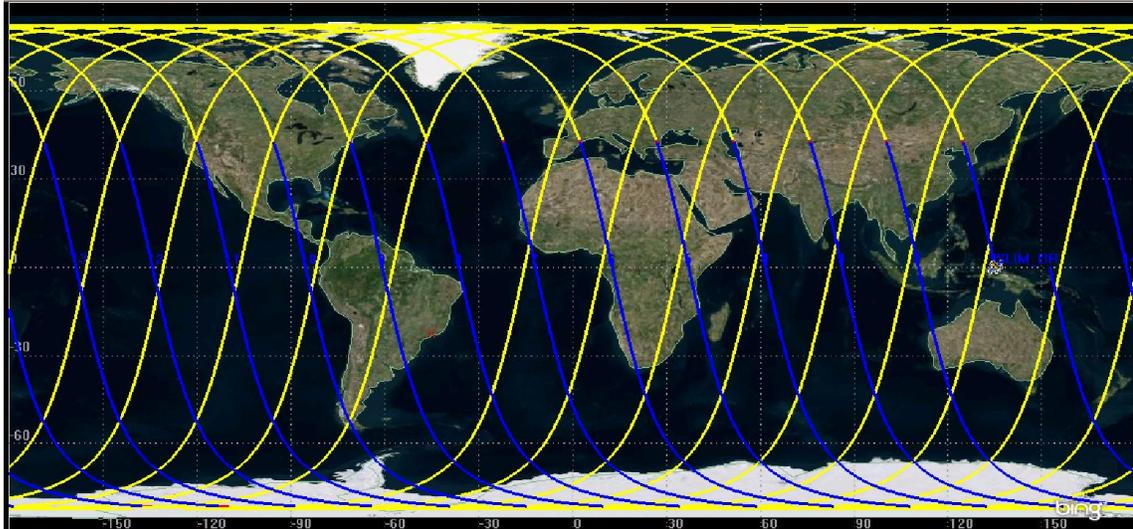
Também foi adicionada uma estação terrena de aquisição de dados (antena) em Cachoeira Paulista, onde se encontra uma sede do INPE, com o objetivo de observar em quais órbitas haverá a transmissão dos dados e se o satélite estará na zona exposição ao Sol, ou não. Nas figuras 43 e 44 são visualizadas as regiões onde há exposição do satélite ao Sol (cor amarela), penumbra (cor vermelha) e umbra (cor azul).

Figura 43 – Órbita de operação do Cubesat SLIM-BR



Fonte: Autoria Própria (2014)

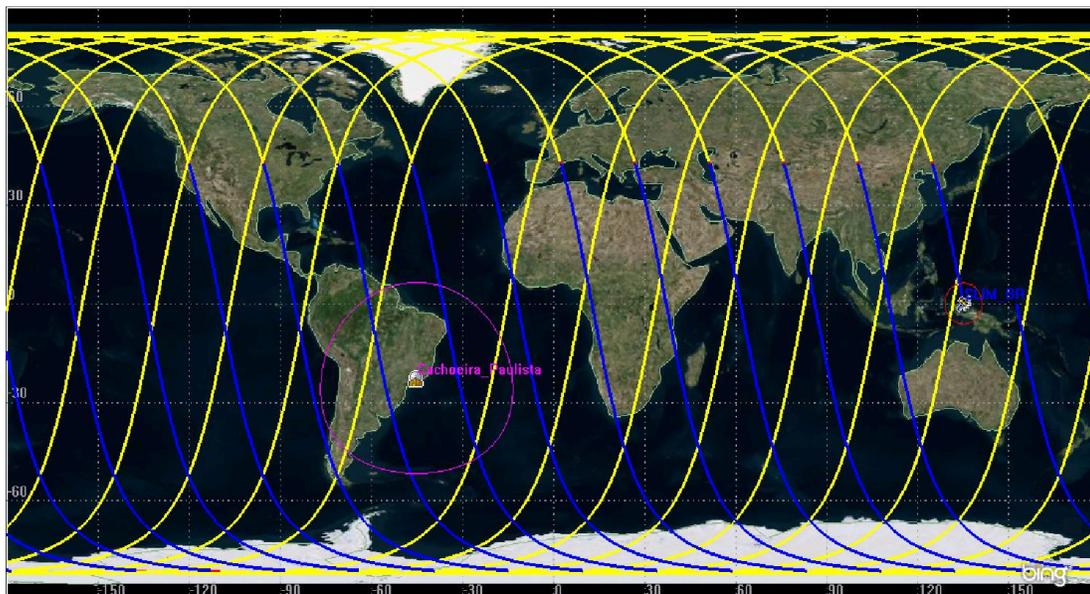
Figura 44 - Órbitas de operação do Cubesat SLIM-BR



Fonte: Autoria Própria (2014)

É comprovado na figura 44 que o satélite executa 14 órbitas por dia, conforme era esperado a esta altitude de operação. Na figura 45 pode ser observada a área onde deve ocorrer a transmissão dos dados do Cubesat e a antena localizada em Cachoeira Paulista. A região de cor roxa representa o raio de ação da antena de Cachoeira Paulista e na cor vermelha a do satélite (SLIM-BR).

Figura 45 – Área de transferência de dados entre a antena e o Cubesat SLIM-BR



Fonte: Autoria Própria (2014)

As regiões onde será possível o envio e recebimento de dados são compreendidas por cinco órbitas, onde três delas o satélite estará na região de umbra e duas delas estará exposto ao Sol. Como resultado no *software* são geradas listas demonstrando o tempo de exposição ao Sol, penumbra e umbra do satélite durante uma órbita. A figura 46 demonstra os tempos descritos anteriormente para algumas órbitas durante o dia 13 de julho de 2014.

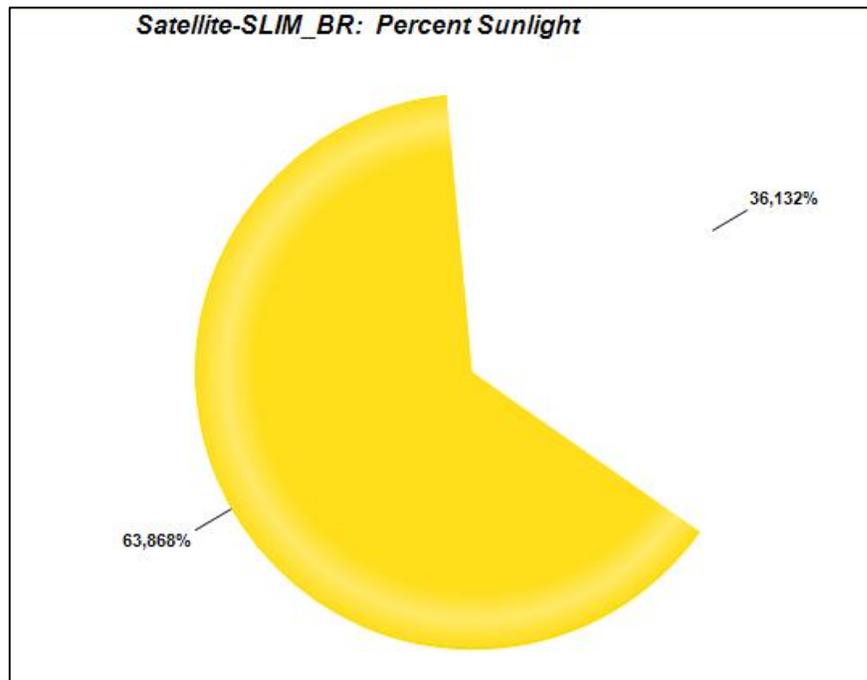
Figura 46 – Tempos de exposição ao Sol, penumbra e umbra

SunLight Times		
Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
13 Jul 2014 15:11:46.247	13 Jul 2014 16:14:14.973	3748.726
13 Jul 2014 16:49:37.343	13 Jul 2014 17:52:06.065	3748.722
13 Jul 2014 18:27:28.437	13 Jul 2014 19:29:57.165	3748.728
13 Jul 2014 20:05:19.535	13 Jul 2014 21:07:48.260	3748.726
13 Jul 2014 21:43:10.631	13 Jul 2014 22:45:39.357	3748.726
13 Jul 2014 23:21:01.728	14 Jul 2014 00:23:30.456	3748.728
Umbral Times		
Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
13 Jul 2014 15:00:00.000	13 Jul 2014 15:11:37.737	2105.267
13 Jul 2014 16:14:23.566	13 Jul 2014 16:49:28.833	2105.267
13 Jul 2014 17:52:14.662	13 Jul 2014 18:27:19.927	2105.265
13 Jul 2014 19:30:05.758	13 Jul 2014 20:05:11.024	2105.266
13 Jul 2014 21:07:56.853	13 Jul 2014 21:43:02.120	2105.267
13 Jul 2014 22:45:47.950	13 Jul 2014 23:20:53.217	2105.267
Penumbra Times		
Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
13 Jul 2014 15:11:37.737	13 Jul 2014 15:11:46.247	8.510
13 Jul 2014 16:14:14.973	13 Jul 2014 16:14:23.566	8.593
13 Jul 2014 16:49:28.833	13 Jul 2014 16:49:37.343	8.510
13 Jul 2014 17:52:06.065	13 Jul 2014 17:52:14.662	8.597
13 Jul 2014 18:27:19.927	13 Jul 2014 18:27:28.437	8.511
13 Jul 2014 19:29:57.165	13 Jul 2014 19:30:05.758	8.593
13 Jul 2014 20:05:11.024	13 Jul 2014 20:05:19.535	8.511
13 Jul 2014 21:07:48.260	13 Jul 2014 21:07:56.853	8.593
13 Jul 2014 21:43:02.120	13 Jul 2014 21:43:10.631	8.511
13 Jul 2014 22:45:39.357	13 Jul 2014 22:45:47.950	8.593
13 Jul 2014 23:20:53.217	13 Jul 2014 23:21:01.728	8.511

Fonte: Autoria própria (2014)

Observa-se que para uma órbita qualquer durante o dia o tempo de exposição ao Sol é de aproximadamente 63 minutos, na região da umbra são 35 minutos e na penumbra 16 segundos. Uma observação importante é que em uma órbita existem duas zonas de transição, por isso o número de tempos na penumbra é o dobro dos demais. Baseados nos dados descritos anteriormente é constatado que o satélite demora cerca de 98 minutos para completar uma órbita, desta maneira ele permanece 63,86 % do seu tempo exposto ao Sol, conforme ilustra a figura 47.

Figura 47 – Porcentagem de exposição ao Sol do satélite



Fonte: Autoria própria (2014)

Avaliando todos os resultados obtidos neste subitem pode-se afirmar que foi realizada a especificação da órbita de operação do Cubesat SLIM-BR, possuindo um tempo de exposição ao Sol suficiente para alimentar todo o sistema de suprimento de energia.

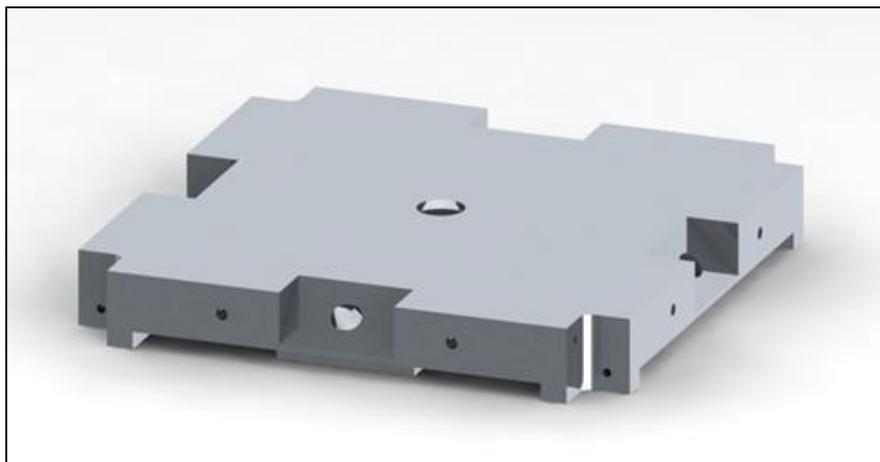
Analisando a célula solar espacial e a bateria escolhida para operar na órbita especificada, pode-se chegar a seguinte conclusão: o satélite apresenta tempo de exposição ao Sol de aproximadamente uma hora em cada órbita, neste caso a célula solar espacial gera 22,3 Wh e a bateria consegue armazenar 38,5 Wh, sendo assim supre os 15Wh da demanda energética do Cubesat SLIM-BR.

4.3 Sistema Estrutural do Cubesat SLIM-BR

O sistema estrutural do satélite foi desenvolvido completamente no *software* SolidWorks®, obedecendo as dimensões para que o mesmo seja considerado um Cubesat. Desta maneira o satélite possui a classificação denominada U3, com dimensões de 10x10 cm (eixo X e Y) e 30 cm de altura (eixo Z). Primeiramente

foram projetadas as peças básicas da estrutura, denominadas como peça superior, hastes (direita e esquerda), apoios e peça inferior conforme demonstram as figuras 48 a 51.

Figura 48 – Peça superior da estrutura



Fonte: Autoria própria (2014)

Figura 49 – Hastes da estrutura (direita e esquerda)



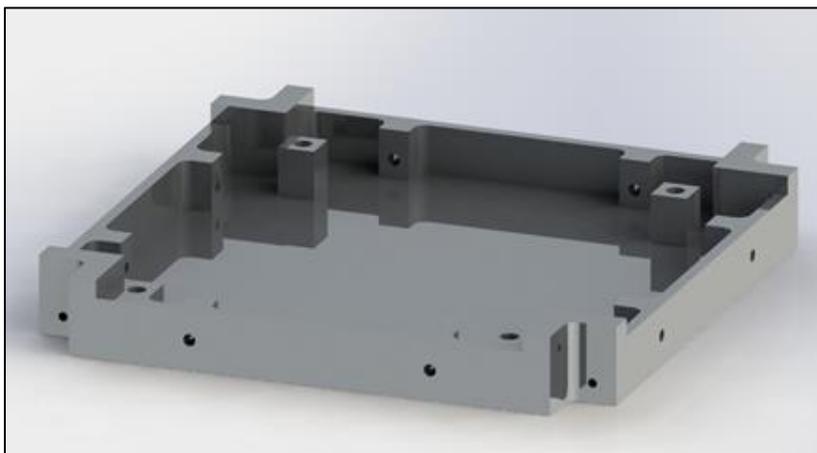
Fonte: Autoria própria (2014)

Figura 50 – Apoios da estrutura



Fonte: Autoria própria (2014)

Figura 51 – Peça inferior da estrutura



Fonte: Autoria própria (2014)

O conjunto das peças demonstradas anteriormente contempla o sistema estrutural do Cubesat SLIM-BR, onde cada uma delas possui suas funções características, conforme descrito a seguir:

- Peça Superior: a peça superior é apoiada nas hastes e conectada por parafusos de aço inox (2 x 16 mm), possuindo uma cavidade no centro da peça por onde irá ocorrer a entrada da radiação para que seja possível medi-la. A presente peça estará com sua superfície exposta ao sol e na umbra durante as órbitas,

sendo assim, o material utilizado deve suportar grandes variações de temperatura.

- Hastes (direita e esquerda): as hastes devem distribuir as cargas da estrutura e servir como condutores para o calor, realizando o equilíbrio térmico entre a superfície quente e fria.
- Peça Inferior: a peça inferior também é apoiada nas hastes e conecta por parafusos de aço inox (2 x 16 mm) e estará numa região com temperatura mais baixa quando comparada a peça superior. Tem como função conectar todos os circuitos elétricos a estrutura, visando a estabilidade dos mesmos.
- Apoios: os apoios horizontais têm como objetivo a distribuição de cargas, condução de calor e servir como suporte para os elementos internos do satélite, como os circuitos de energia, giroscópio e a carga útil.

A escolha do material foi discutida com os engenheiros mecânicos do setor de manufatura do INPE, tendo como requisitos básicos a leveza e confiabilidade. Desta maneira optou-se para a primeira versão de estudo do projeto a liga de alumínio 5052 H-32, que condiz com itens requeridos. Na tabela 3 é demonstrado o inventário das peças constituintes da estrutura do Cubesat, descritas pelo material utilizado e quantidade.

Tabela 2 - Inventário das peças da estrutura do satélite

<i>Peça</i>	<i>Material</i>	<i>Quantidade</i>
Peça superior	Liga de Alumínio 5052 – H32	1
Hastes (direita)	Liga de Alumínio 5052 – H32	2
Hastes (esquerda)	Liga de Alumínio 5052 – H32	2
Apoios da estrutura	Liga de Alumínio 5052 – H32	6
Peça Inferior	Liga de Alumínio 5052 – H32	1
Parafuso (2x 16mm)	Aço Inox	22

Fonte: Autoria própria (2014)

Baseado nos dados descritos anteriormente foi desenvolvida a estrutura completa do Cubesat utilizando a ferramenta Montagem, presente no *software* SolidWorks®. Foram inseridas as peças, ajustados todos os posicionamentos,

assistentes de perfuração inteligente e parafusos, resultando na modelagem dimensional da estrutura do satélite Cubesat SLIM-BR, conforme ilustra a figura 52.

Figura 52 – Modelagem dimensional da estrutura do Cubesat SLIM-BR

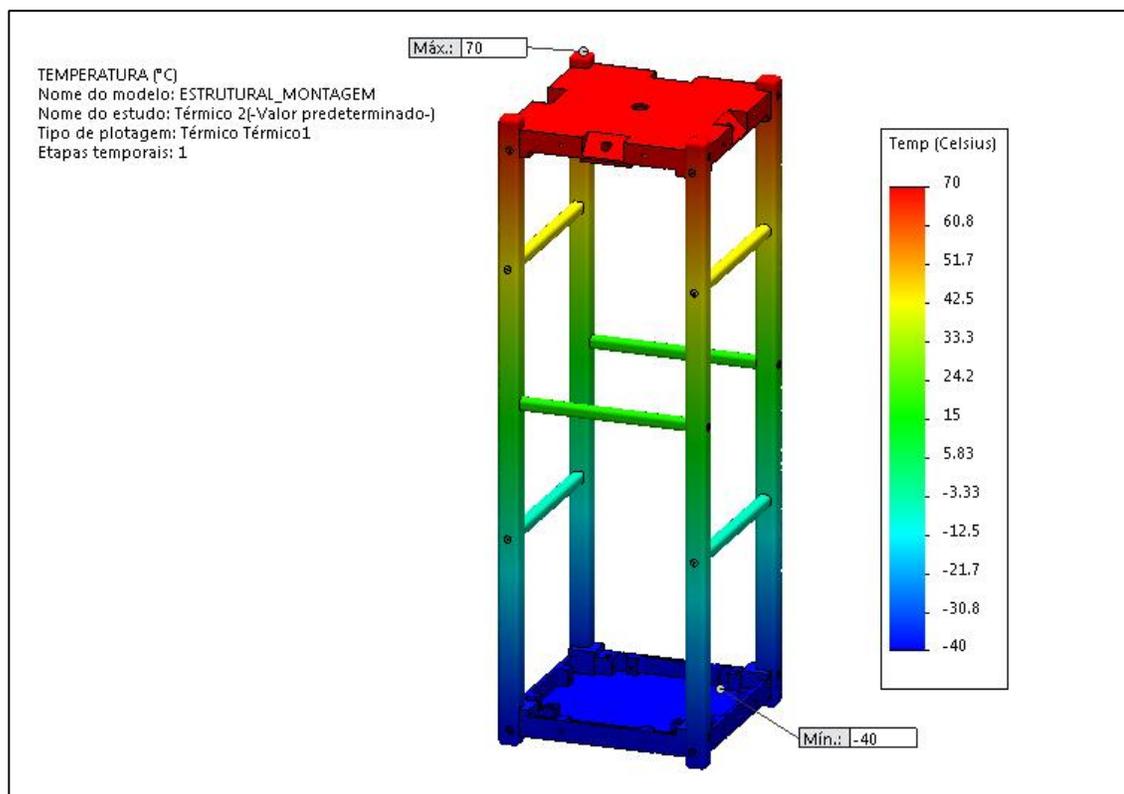


Fonte: Autoria própria (2014)

Como uma das principais problemáticas enfrentada no espaço é a variação de temperatura durante as órbitas de operação, foi realizada a simulação térmica na modelagem estrutural com o objetivo de verificar sua distribuição ao longo da mesma. Sendo assim, empregou-se o uso da ferramenta *Simulation*, para realizar a simulação. Depois de configuradas todas as etapas, conforme descrito na metodologia, é obtido como resultado o estudo térmico da temperatura para as

condições específicas de uma região de transição, conforme demonstrado na figura 53.

Figura 53 – Estudo térmico na modelagem estrutural do Cubesat SLIM-BR



Fonte: Autoria própria (2014)

Observa-se na figura 53 a distribuição de temperatura em regime permanente, ou seja, não variando no tempo, possuindo uma temperatura média em torno de 15°C praticamente no centro da estrutura, onde a condutividade térmica do alumínio 5052-H32 (137 W/(m.K)) e as condições iniciais de temperatura (70°C e -40°C) são responsáveis pelo fenômeno da condução, uma vez que operando no espaço (vácuo) não há transferência de calor por convecção.

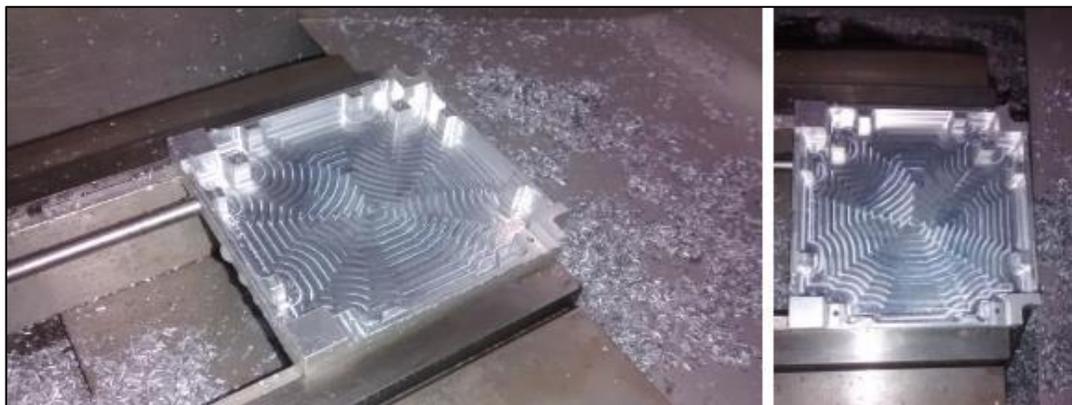
Até o presente momento a estrutura está em fase de fabricação no serviço de manufatura do INPE, onde algumas das peças já foram desenvolvidas e podem ser observadas nas figuras 54 a 57.

Figura 54 – Processo de fabricação da peça inferior no serviço de manufatura do INPE



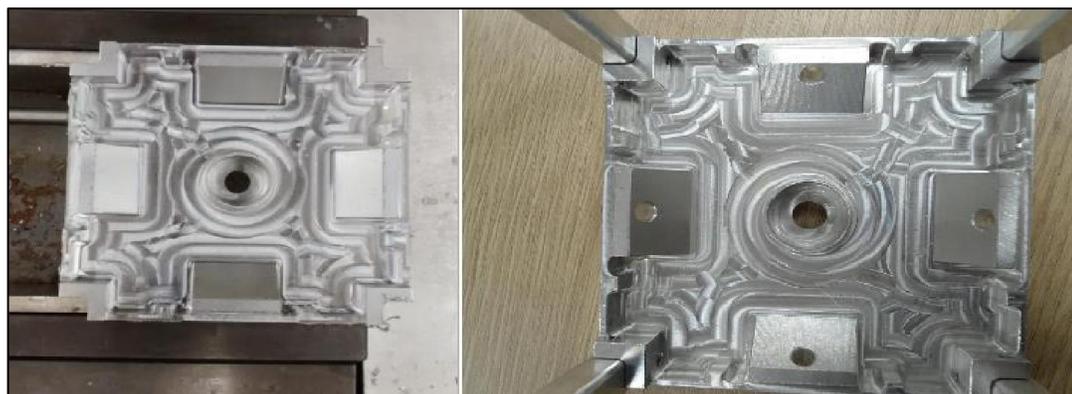
Fonte: Autoria própria (2014)

Figura 55 – Fabricação da peça inferior no serviço de manufatura do INPE



Fonte: Autoria própria (2014)

Figura 56 – Fabricação da peça superior e hastes no serviço de manufatura do INPE



Fonte: Autoria própria (2014)

Figura 57 – Fases finais de fabricação do sistema estrutural no serviço de manufatura do INPE

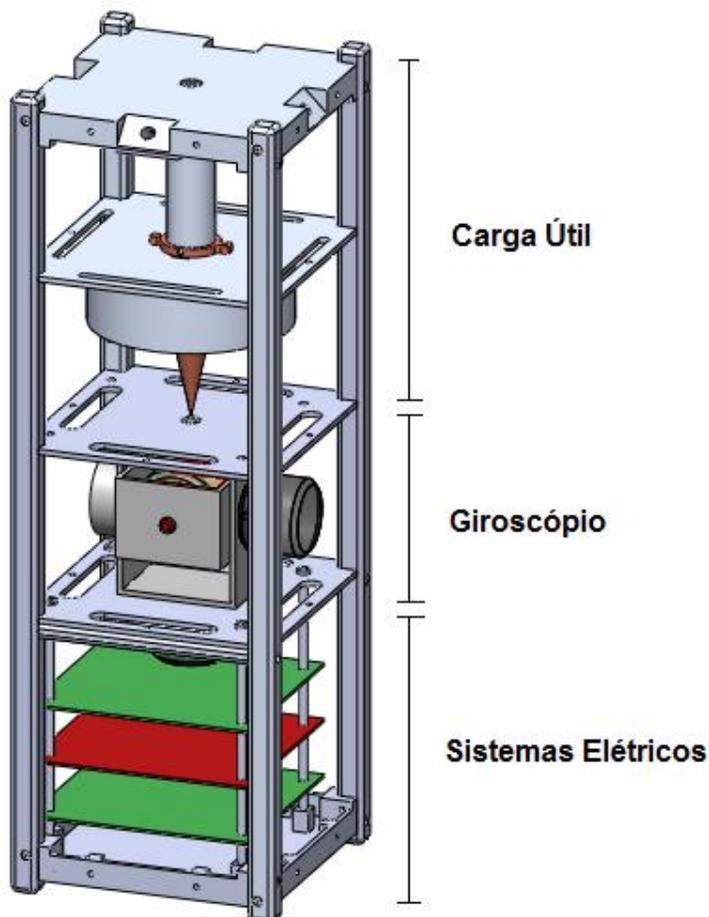


Fonte: Autoria própria (2014)

A estrutura está em fase final implementação e até o presente momento está pesando 311g (figura 57). Futuramente a estrutura será concluída e nas etapas seguintes serão inseridos os elementos internos com o objetivo de validar todos os componentes necessários para a construção do Cubesat. Sendo assim, o desenvolvimento conceitual da modelagem dimensional estrutural mecânica do satélite foi além do objetivo pretendido, desenvolvendo as peças em escala real, visando a otimização no processo de fabricação do Cubesat SLIM-BR.

Uma informação adicional quanto ao projeto SLIM-BR, é que até o presente momento todos os componentes internos foram desenvolvidos utilizando o *software* SolidWorks®. Peças como carga útil, giroscópio, placas de circuitos entre outras, já estão inseridas internamente no sistema estrutural do satélite, com o objetivo de validar o conceito de Cubesat e acelerar seu processo de implementação. Na figura 58 é demonstrada a estrutura do Cubesat SLIM-BR, primeira versão, juntamente como seus componentes internos.

Figura 58 – Estrutura e componentes internos do Cubesat SLIM-BR

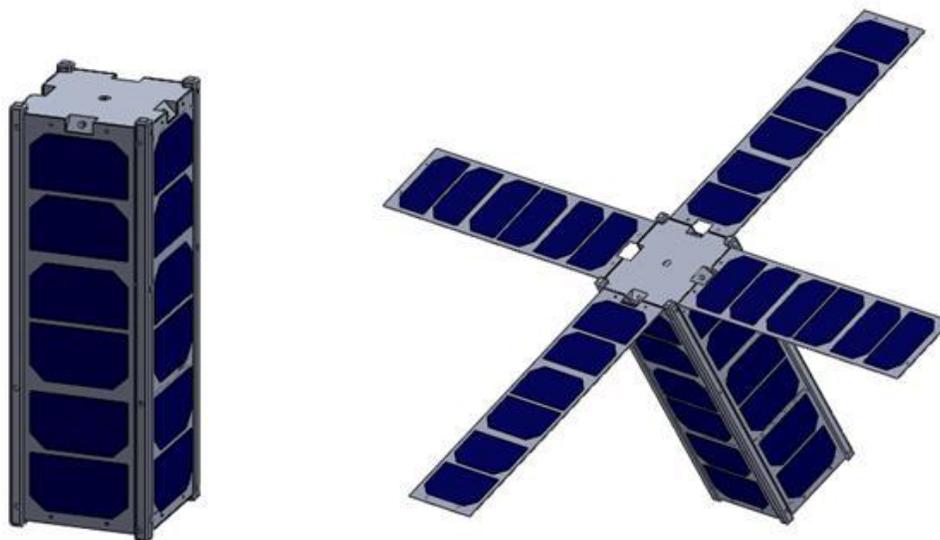


Fonte: Autoria própria (2014)

Na figura 58 é observa-se na parte superior do satélite a carga útil, destinada a medir a radiação no espaço. No centro da estrutura encontra-se o giroscópio (sistema de atitude), que tem por finalidade apontar o Cubesat em direção ao Sol e a parte inferior é composta pelos sistemas elétricos, responsáveis por todo o funcionamento do satélite.

Como o Cubesat possui um sistema de abertura das placas solares (sistema *deployable*), visando a maior captação e geração de energia, a mesma foi criada do SolidWorks® com o objetivo de ilustrar como satélite estará quando operar no espaço. Na figura 59 é visualizado o Cubesat em sua versão futura, juntamente com o sistema *deployable*.

Figura 59 – Versão futura do Cubesat SLIM-BR com o sistema deployable



Fonte: Autoria própria (2014)

Futuramente é esperado que o satélite apresente uma imagem muito semelhante a evidenciada na figura 59. O projeto SLIM-BR segue em desenvolvimento na Divisão de Geofísica Espacial do INPE, onde pesquisadores e bolsistas estão estudando os demais elementos que farão parte do Cubesat SLIM-BR.

5 CONCLUSÃO

O presente trabalho teve como objetivo realizar o desenvolvimento conceitual do sistema de suprimento de energia e estrutural do Cubesat SLIM-BR, analisando e especificando os equipamentos e materiais necessários para seu dimensionamento.

O sistema de suprimento de energia constituído de células solares espaciais e baterias foi dimensionado assumindo que o satélite possua um sistema de atitude e de abertura das placas solares, gerando a máxima energia possível. A célula solar espacial que irá compor o PSS será da fabricante Emcore®, denominada *BTJ Photovoltaic Cell (Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications)*, juntamente com a bateria da fabricante GOMSPACE®, a NanoPower BP4. Os elementos descritos anteriormente desempenharão a função de conversão e armazenamento de energia, concluindo assim o sistema de suprimento de energia do satélite que irá operar na região da baixa órbita terrestre conforme descrito nos resultados.

O sistema estrutural desenvolvido na plataforma do SolidWorks® supre as necessidades do projeto em sua primeira versão, possuindo o material adequado e uma composição simples de fácil montagem e desmontagem, conforme o esperado. A estrutura está em fase fabricação no momento, no setor de manufatura do INPE, onde todos os componentes internos poderão ser acoplados e estudados por bolsistas e pesquisadores.

Em suma os resultados apresentados neste trabalho condizem com os objetivos pretendidos, possibilitando a aplicação de diversos conhecimentos adquiridos durante a graduação e proporcionando a participação em todas as etapas que compreendem um projeto, desde a concepção inicial até o desenvolvimento e construção dos sistemas que compreendem o Cubesat SLIM-BR.

O atual estudo serviu como uma ferramenta de aprendizado eficaz, uma vez que existe a necessidade da construção de um equipamento para medir a radiação solar total no espaço.

5.1 Considerações Finais e Perspectivas Futuras

Com base no conhecimento adquirido neste trabalho, pretende-se dar continuidade no desenvolvimento do sistema de suprimento de energia e estrutural do Cubesat SLIM-BR, uma vez que os resultados conceituais suprem a necessidade do projeto torna-se necessário implementá-los para validar sua concepção.

Atualmente o setor espacial brasileiro, mais precisamente a área de desenvolvimento de satélites de pequeno porte, possui poucos pesquisadores e estudantes envolvidos. Desta maneira, inúmeras tecnologias nacionais podem ser criadas pelos mesmos, possibilitando além do desenvolvimento tecnológico, dissertações de mestrado e teses de doutorado. O projeto SLIM-BR se encaixa perfeitamente neste contexto e tem por objetivo incentivar estudantes e bolsistas realizarem cursos de pós-graduação na área espacial.

Finalmente espera-se aplicar todos os conhecimentos adquiridos neste trabalho em um curso de pós-graduação, visto que o setor espacial possui uma vasta gama em linhas de pesquisa, dentre elas o desenvolvimento de satélites.

6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA (AEB). **GERADOR SOLAR DO CBERS-4 PASSA POR CICLO DE TESTES NO INPE**. 2014. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/gerador-solar-do-cbers-4-passa-por-ciclo-de-testes-no-inpe/>> . Acessado em: 28 mai. 2014, 18:55:41.

AGÊNCIA EUROPEIA ESPACIAL (European Space Agency - ESA). **Órbitas dos satélites**, 2014. Disponível em: <http://www.esa.int/SPECIALS/Eduspace_PT/SEMSX965P1G_0.html>. Acessado em: 13 abr. 2014, 16:13:45.

BIRKELAND, R. **NUTS-1 Mission Statement**. NUTS-NTNU Test Satellite, Norwegian University of Technology and Science. Norwegian, 2011.

BRAZILIAN SPACE. **Sucessos e Insucessos do Programa Espacial Brasileiro**. 2009. Disponível em: <<http://brazilianspace.blogspot.com.br/2009/05/sucessos-e-insucessos-do-programa.html>> Acesso em 25 jun. 2014, 14:23:12.

CAMARGO, J. A. M. **A Influência do shot peening e das anodizações crômica, sulfúrica e dura sobre a resistência à fadiga da liga Al 7050 – T 7451 de uso aeronáutico**. 2007. 213f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) - Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista. São Paulo: Guaratinguetá, 2007.

CARVALHO, A. L. M. **Comportamento mecânico das ligas de alumínio 7010-T74 e 7050-T7451 de aplicação aeronáutica**. 1999. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Faculdade de Engenharia, Universidade Estadual Paulista (UNESP), São Paulo: Guaratinguetá, 1999.

CASTRO, R.M.G. **Introdução à Energia Fotovoltaica: Energias Renováveis e Produção Descentralizada**. Universidade Técnica de Lisboa. Portugal: Lisboa, 2002

CHAGAS et al. **Princípios Físicos e Químicos de Baterias de Íon Lítio**. Laboratório de Filmes Finos e Materiais. Departamento de Física, Universidade Estadual de Londrina. Paraná: Londrina, 2006.

CLYDESPACE®. **Space Qualified Batteries**, 2011. Disponível em: <www.clydespace.com/documents/2381>. Acesso em 03 ago. 2014, 19:45:31.

CNES. **Centre National D'études Spatiales**, 2008. Disponível em: <<http://www.cnes.fr/web/CNES-en/1871-satellite-structure-andoperation.php>>. Acessado em: 30 jun. 2014, 09:13:23.

COSTA, R.L. **Subsistema de Suprimento de Energia para o Nanosatc-BR: Geração e Armazenamento de Energia**. Centro Regional Sul de Pesquisas Espaciais. Rio Grande do Sul: Santa Maria, 2009.

CUBESAT DESING ESPECIFICATION (CDS). **The Cubesat Program**. 2014. Disponível em: <http://www.srl.utu.fi/AuxDOC/tke/radmon/cubesat_standard.pdf>. Acesso em 13 jul. 2014,17:54:19.

DAVID, L. **Cubesats: Tiny Spacecraft, Huge Payoffs**, 2004. Disponível em: <<http://www.space.com/308-cubesats-tiny-spacecraft-huge-payoffs.html>>. Acessado em: 12 jun. 2014, 10:52:31.

DASSAULT SYSTEMS. **SolidWorks® Professional 2014**. Disponível em : <<http://www.solidworks.com/sw/products/3d-cad/solidworks-professional.htm>>. Acesso em 18 mai. 2014,08:22:41.

DELGADO, J.D.B. **Gestão da Qualidade Total Aplicada ao Sector do Fornecimento da Energia Eléctrica**. 2002. Tese em Engenharia Electrotécnica: Especialidade de Sistemas de Energia. Universidade de Coimbra, Portugal, set. 2002.

DEPLOYABLE SOLAR PANEL. **System Deployable**. 2014. Disponível em: <http://www.clydespace.com/cubesat_shop/solar_panels__deployable/3u_deployabl_e_solar_panels>. Acesso em 18 mai. 2014,08:22:41.

EMCORE®. **Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications**. 2012 Disponível em: http://www.emcore.com/wp-content/themes/emcore/pdf/BTJ_Web.pdf>. Acesso em 22 jul. 2014,18:55:41.

FALCÃO, V. D. **Fabricação de células solares de CdS/CdTe**. 2005. 178f. Dissertação (Mestrado em Ciências dos Materiais) - Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, 2005.

FARIA, J. A. **Satélites em Órbitas na Terra**, 2010. Disponível em: <<http://portaldoprofessor.mec.gov.br/fichaTecnicaAula.html?aula=24932/>>. Acessado em: 12 ago. 2014, 22:20:11.

FERRIANI, V. M. P. **Estudo do Subsistema de Suprimento de Energia do Satélite Universitário ITASAT**. In: ENCONTRO DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA E PÓS-GRADUAÇÃO DO ITA – XII ENCITA, 2006, São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2006.

FLORENZANO, T.G., **Geomorfologia: Conceitos e Tecnologias Atuais**. São Paulo: Oficina de Textos, 2008.

FREIRE, C.F.S. **Estudo de Topologias de Subsistemas de Suprimento de Energia de Satélites e Desenvolvimento de um Procedimento de Projeto da Topologia Híbrida**. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. São Paulo: São José dos Campos, 2009.

FREIRE O. et al. **Uma exposição didática de como Newton apresentou a força gravitacional**. Física na Escola. v.5. 2004. p. 25,31

FUNARI, P.P.A. **Corrida Espacial e Guerra Fria: A competição entre os Estados Unidos e a então União Soviética pela conquista do espaço**, 2011. Disponível em: < <http://www.univesp.ensinosuperior.sp.gov.br/preunivesp/1603/corrida-espacial-e-guerra-fria.html>>. Acesso em: 13 jul. 2014, 09:10:25.

GOMES, V.M. **Determinação de Órbita de Satélites Artificiais em Tempo Real Através da Solução de Navegação do Gps**. São Paulo: São José dos Campos, 2004.

GOMSpace. **Battery NanoPower BP4**. 2014. Disponível em: <<http://gomspace.com/index.php?p=products-bp4>>. Acesso em 30 jul. 2014,08:21:53.

GROCH, D. **Electrical Power Subsystem**. San José State University. Mechanical and Aerospace Engineering Department. California: San José, 2002.

HALLIDAY, D., RESNIK R.; KRANE, D. **Física 2**. v.1. 5 ed. Rio de Janeiro: LTC, 2004. 384 p.

HAYDER, A. K. et al. **Spacecraft power technologies**. London: Imperial College Press, 2003. 490p.

INPE, **Primeiro satélite brasileiro completa 21 anos**, 2014. Disponível em: <http://www.inpe.br/noticias/noticia.php?Cod_Noticia=3503>. Acessado em: 23 jun. 2014, 11:12:44.

JET PROPULSION LABORATORY. Satélite Explorer I. 2013. Disponível em: <<http://www.jpl.nasa.gov/missions/details.php?id=5873>>. Acessado em: 30 jun. 2014, 17:25:32.

KEMPER, E. **A inserção de tópicos de Astronomia no estudo da Mecânica em uma abordagem epistemológica**. Instituto de Física: Programa da Pós-Graduação em Ensino de Física. Porto Alegre : UFRGS, 2007.

KININGER, F. **Photovoltaic Systems Technology**, University Kassel, 2003.
MISOCZKI, R. **Redes de Satélites**. Departamento de Ciência da Computação. Instituto de Matemática e Estatística Universidade de São Paulo (USP). São Paulo, 2008.

MORALES, M. **Sistemas de Comunicacion: Satelites**, 2014. Disponível em: <http://mariolmorales.mex.tl/982624_S--de-C--Satelites.html>. Acessado em: 12 jul. 2014, 08:50:22.

MOURA, C. S. **Física para o ensino médio : gravitação, eletromagnetismo e física moderna**. Porto Alegre : EDIPUCRS, 2011. 284 p.

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

NASA. **Sputnik**, 2013. Disponível em: <<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1957-001B>>. Acessado em: 19 jul. 2014, 20:40:12.

NATIONAL RESEARCH COUNCIL. **Assessment of mission size trade-offs for NASA's Earth and space science missions**. Washington: The National Academies, 2000.

OLIVEIRA, F. **Satélites: O que é?**, 2009. Disponível em: <<http://ossatelites.blogspot.com.br/>>. Acessado em: 30 jun. 2014, 11:23:43.

PALEROSI, A.C. **Projeto e Análise de Estrutura para Satélites**. Laboratório de Integração e Teste - LIT. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. São Paulo: São José dos Campos, 2009.

PRÄSS, A. R. **Efeito Fotoelétrico e seu Teorema**, 2005. Disponível em: <<http://www.algosobre.com.br/fisica/efeito-fotoeletrico-e-seu-teorema.html>>. Acesso em: 25 maio. 2014, 09:11:54.

REVISTA IPESI, Digital. **Satélite desenvolvido no RS permitirá testar circuitos integrados resistentes à radiação**, 2014. Disponível em: <<http://www.ipesi.com.br/Noticias/1266-satelite-desenvolvido-no-rs-permitira-testar-circuitos-integrados-resistentes-a-radiacao>>. Acesso em: 10 jun. 2014, 12:50:21.

RIBEIRO, M. V.; CUNHA, E.A. **Usinagem da Liga de Alumínio ASTM AA 7050 por Torneamento**. Departamento de Materiais e Tecnologia. Universidade Estadual de São Paulo, São Paulo, 2007.

ROSOLEM et al. **Bateria de lítio-íon: conceitos básicos e potencialidades**, 2012. Disponível em: <http://www.cpqd.com.br/cadernosdetecnologia/Vol8_N2_jul_dez_2012/pdf/artigo7.pdf>. Acesso em 01 ago. 2014, 10:55:36.

SCROSATI, B.; GARCHE, J. Lithium batteries: Status, prospects and future. **Journal of Power Sources**, v. 195, n. 9, p. 2419-2430, 2010.

SILVA; A.N.M. **Sistema de Conversão de Energia Solar Fotovoltaica**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Electrotécnica e de Computadores. Universidade de Engenharia do Porto. Portugal: Porto, 2008

SPECTROLAB®. **GaInP2/GaAs/Ge Dual Junction Solar Cells**. Disponível em: <<http://www.spectrolab.com/DataSheets/DJCell/dj.pdf>>. Acesso em 10 mai. 2014, 11:20:16.

SOUZA, P.N.; TORRES; L.C.G. **CURSO DE INTRODUÇÃO À TECNOLOGIA DE SATÉLITES: CÉLULAS SOLARES PARA USO ESPACIAL**. Disponível em: <http://www.inpe.br/twiki/pub/Main/IntroducaoTecnologiaSatelites/20_CelulasSolares_Luiz-Torres_2012.pdf>. Acesso em 21 jun. 2014, 10:12:45.

SULLIVAN, D.O. **Satellite power system topologies**. ESA Journal, v.13, p.77-88, 1989.

SURREY®. **Android reaches new heights**, 2011 Disponível em: <<http://www.sstl.co.uk/Divisions/Earth-Observation---Science/Science---Exploration/STRaND-nano-satellite/SSTL-Cubesat-Android-FINT-25oct11>>. Acesso em 11 jun. 2014, 20:20:34.

WINTER, M. **Introduction into Li-ion Battery Materials**. Symposium Advanced Battery Technologies for Automobiles and their Electric Grid Integration. Germany: Essen, Jan. 2009

TIM. **Total Irradiance Monitor**. 2014. Disponível em: <<http://lasp.colorado.edu/home/sorce/instruments/tim/>>. Acesso em 21 jun. 2014,10:33:51.

ANEXO A - Programação no Matlab® para o comportamento da célula solar espacial variando a temperatura.

```

clc
clear all
% Programação no Matlab® para o comportamento da célula solar espacial
variando a temperatura.

K=1.38e-23                %Constante de Boltzman (K=1.38x10^-
23J/K)
q=1.602176e-19          %carga elétrica do elétron (q=1.6x10-19
C)
E=1                      %hiato da celula%

%%DADOS DA CÉLULA SOLAR ESPACIAL ( Emcore® BTJ Photovoltaic Cell: Advanced
Triple-Junction Solar Cell for Space Applications)
Vmax=2.37;               % Tensão máxima
Imax=0.433;              % Corrente Máxima
Vca=2.7;                  % Tensão de circuito aberto
Icc=0.455;               % Corrente de curto-circuito
nc=1;                    %numero de celulas

%TEMPERATURA VARIANDO%%
Tr=301.15                % Temperatura de referência (28°C)
T1=313.15                % Temperatura 1 (40°C)
T2=343.15                % Temperatura 2 (70°C)

%POTÊNCIAL TÉRMICO PARA CADA TEMPERATURA
Vtr=(K*Tr)/q
Vt1=(K*T1)/q
Vt2=(K*T2)/q

%COEFICIENTE DE IDEALIDADE: TEMPERATURA VARIANDO
mr=(Vmax-Vca)/(Vtr*log(1-(Imax/Icc)));mc=mr/nc
m1=(Vmax-Vca)/(Vt1*log(1-(Imax/Icc)));mcl=m1/nc;
m2=(Vmax-Vca)/(Vt2*log(1-(Imax/Icc)));mc2=m2/nc;

% CONFIGURAÇÃO PARA OS GRÁFICOS
IL=linspace(0,0.455,1353);

% CORRENTE INVERSA MÁXIMA DE SATURAÇÃO DO DIODO
Ior=Icc/(exp((Vca/(mr*Vtr)))-1);

%CORRENTE DE SAÍDA DA CÉLULA
Io= Ior*(Tr/Tr)^3*exp(((E/mc)*((1/Vtr)-(1/Vtr))))
Io1=Ior*(T1/Tr)^3*exp(((E/mc)*((1/Vtr)-(1/Vt1))));
Io2=Ior*(T2/Tr)^3*exp(((E/mc)*((1/Vtr)-(1/Vt2))));

%TENSÃO DE SAÍDA DA CÉLULA
VL=log(((IL-Icc)/-Io)+1)*mr*Vtr;
VL1=log(((IL-Icc)/-Io1)+1)*m1*Vt1;
VL2=log(((IL-Icc)/-Io2)+1)*m2*Vt2;

%POTÊNCIA DE SAÍDA DA CÉLULA
P=VL.*IL;

```

```

P1=VL1.*IL;
P2=VL2.*IL;

% GRÁFICOS
figure (1)
plot (VL, IL, 'b', VL1, IL, 'g', VL2, IL, 'r', Vmax, Imax, 'm*')
legend('28°C', '40°C', '70°C')
xlabel('Tensão');
ylabel('Corrente');
title('V x I')
figure (2)
plot (VL, P, 'b', VL1, P1, 'g', VL2, P2, 'r')
legend('28°C', '40°C', '70°C')
title('Potência')
xlabel('Tensão')
ylabel('Potência')

```

Progamação no Matlab® para o comportamento da célula solar espacial variando a temperatura.

```

clc
clear all
% Progamação no Matlab® para o comportamento da célula solar espacial
variando a radiação incidente (W/m²).

K=1.38e-23 %Constante de Boltzman (K=1.38x10^-23J/K)
q=1.602176e-19 %carga elétrica do elétron (q=1.6x10-19 C)

%%DADOS DA CÉLULA SOLAR ESPACIAL ( Emcore® BTJ Photovoltaic Cell: Advanced
Triple-Junction Solar Cell for Space Applications)
Vmax=2.37; % Tensão máxima
Imax=0.433; % Corrente Máxima
Vca=2.7; % Tensão de circuito aberto
Icc=0.455; % Corrente de curto-circuito
nc=1; % número de células
Tr=301.15 %temperatura de referência

% CÁLCULO DO POTÊNCIAL TÉRMICO, COEFICIENTE DE IDEALIDADE E CORRENTE MÁXIMA
% DE SATURAÇÃO DO DIODO
Vt=(K*Tr)/q %Potencial termico%
m=( (Vmax-Vca)/(Vt*log(1-(Imax/Icc)))) %Coeficiente de idealidade%
Io=Icc/(exp(Vca/(m*Vt))-1) %Corrente máxima de saturacao
do diodo%

%%FUNÇÃO PARA GRÁFICO VARIANDO A RADIAÇÃO INCIDENTE
for Gr=1361
V=linspace(0.0,3,1000)
I=(Icc*(Gr/Gr)-(Io*(exp(V/(m*Vt))-1))
end
P=V.*I

for G1=1300
V1=linspace(0.0,3,1000)
I1=(Icc*(G1/Gr)-(Io*(exp(V/(m*Vt))-1))
end
P1=V1.*I1

```

```

for G2=1250
    V2=linspace(0.0,3,1000)
    I2=(Icc*(G2/Gr)-(Io*(exp(V/(m*Vt))-1))
end
P2=V2.*I2

for G3=1100
    V3=linspace(0.0,3,1000)
    I3=(Icc*(G3/Gr)-(Io*(exp(V/(m*Vt))-1))
end
P3=V3.*I3

for G4=900
    V4=linspace(0.0,3,1000)
    I4=(Icc*(G4/Gr)-(Io*(exp(V/(m*Vt))-1))
end
P4=V4.*I4

% GRÁFICOS DA TENSÃO EM FUNÇÃO DA CORRENTE (POTÊNCIA)
figure (1)
hold on
plot (V,I, 'b')
plot (V1,I1, 'g')
plot (V2,I2, 'm')
plot (V3,I3, 'y')
plot (V4,I4, 'r')
axis([0 3 0 0.5])
legend('1361 W/m^2','1300 W/m^2','1250 W/m^2','1100 W/m^2','900 W/m^2')
xlabel('Tensão (V)')
ylabel('Corrente (I)')

%GRÁFICOS DA TENSÃO EM FUNÇÃO DA POTÊNCIA
figure (2)
plot (V,P, 'b',V1,P1, 'g',V2,P2, 'm',V3,P3, 'y',V4,P4, 'r')
axis([0 3 0 1.2])
legend('1361 W/m^2','1300 W/m^2','1250 W/m^2','1100 W/m^2','900 W/m^2')
title('Potência')
xlabel('Tensão')
ylabel('Potência')

```

ANEXO B – Célula solar espacial BTJ *Photovoltaic Cell (Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications).*

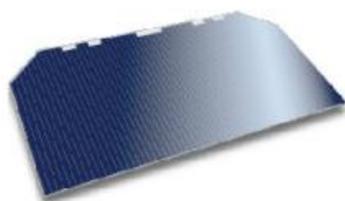
BTJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



DATASHEET | SEPTEMBER 2012

SPACE PHOTOVOLTAICS



Typical Performance Data

Electrical Parameters @ AMO (135.3 mW/cm ²)	28°C
BOL Efficiency at Maximum Power Point	28.5%
V _{oc}	2.70V
J _{sc}	17.1 mA/cm ²
V _{mp}	2.37V
J _{mp}	16.3 mA/cm ²

BTJ Cell Structure



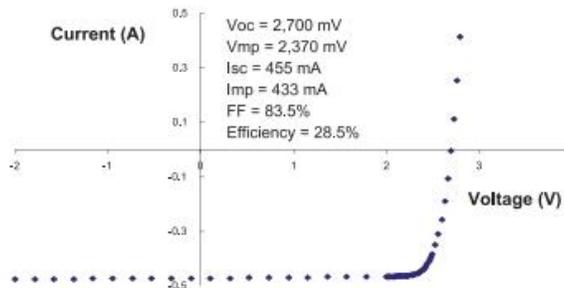
28.5% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- 2nd Generation Triple-Junction (ATJ) InGAP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140- μ m Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.89 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Standard and Custom Sizes Available

Typical BTJ Illuminated I-V Plot

Solar Cell Area = 26.6 cm²



BTJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



DATASHEET | SEPTEMBER 2012

SPACE PHOTOVOLTAICS

Optional Covered Interconnect Cell (CIC) Configurations



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-8 μm	6 μm
Dark Current Degradation after reverse bias	$\Delta\text{I}_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.8\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	> 300 grams	> 1000 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	$< 0.4\%$

About EMCORE Corporation



EMCORE Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 1000 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (n/cm^2)	V_{oc}	I_{sc}	V_{mp}	I_{mp}	P_{mp}	Efficiency
5E 13	0.97	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.96	1.00	0.96	1.00	0.96	0.96
5E 14	0.92	0.98	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.96	0.90	0.94	0.85	0.85

Temperature Coefficients

Fluence (n/cm^2)	$\Delta V_{oc}/\Delta T$ (mV/°C)	$I_{sc}/\Delta T^{(1)}$ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}^2$)	$V_{m}/\Delta T$ (mV/°C)	$I_{mp}/\Delta T^{(2)}$ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}^2$)	$EFF/\Delta T$ (abs. %/°C)
BOL	-6.0	+12	-6.0	+10	-0.064
1E 15	-6.5	+14	-6.4	+12	-0.061

- (1) I_{sc} is the symbol for normalized I_{sc}
- (2) I_{mp} is the symbol for normalized I_{mp}

Regulatory



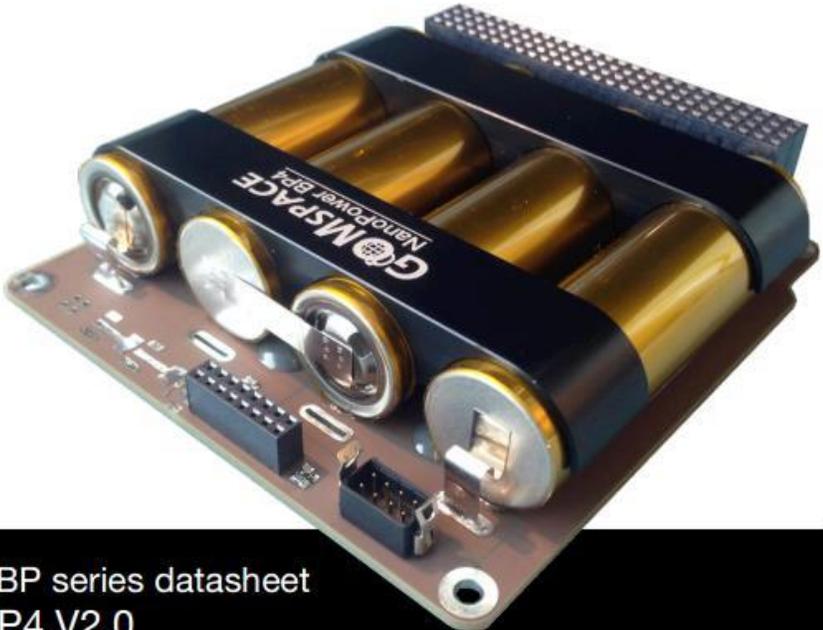
EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

ANEXO C – Bateria NanoPower BP4 (Datasheet)

GOMSPACE



NanoPower BP series datasheet
QuadBat BP4 V2.0

High capacity battery pack for nano-satellites
featuring four Li-Ion cells

NanoPower QuadBat BP4

High-capacity 4-cell CubeSat battery pack designed for small spacecraft employing the CubeSat Kit form factor.

Feature Overview

Li-Ion battery pack
 Utilizes four 18650 series cells
 Several different cell types to choose from
 Available in two different voltage range configurations:
 6.0 – 8.4 V
 12.0 – 16.8 V
 Temperature sensors w. digital interface
 Optional heater
 Operational temperature: Depends on chosen battery cell

Applications

Cubesat satellites
 Nano satellites
 Micro satellites

General Description

NanoPower BP4 is a battery pack tailored to fit in CubeSat satellites together with the GomSpace NanoPower P31u. It employs four lithium-ion cells and features a power switch, which can be used for control of high power consuming elements like antenna separation.

The two different configurations are:

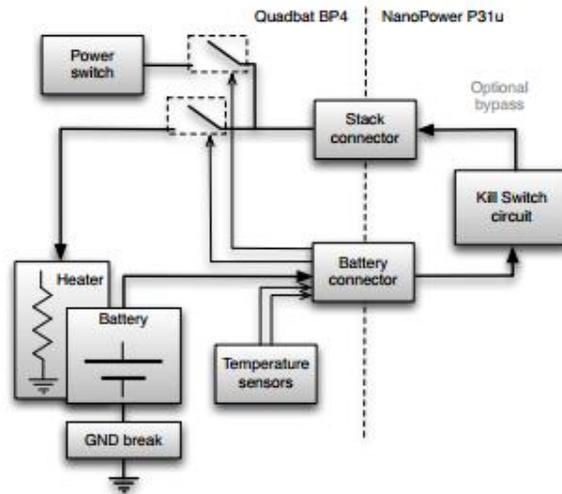
Configurations	Number of cells	2600mAh cell (Nominal)
2P-2S	4	38.5Wh 6 - 8.4V 5.2Ah
1P-4S	4	38.5Wh 12 - 16.8V 2.6Ah

For information on battery specifications (temperatures, charge and discharge current etc), please see the GomSpace battery datasheet (gs-ds-battery).

The batteries are attached to a PCB following the CubeSat Kit standard (modified PC-104 plus) and are re-packed with Kapton insulation and fitted to the board with Scotch-Weld 2216 epoxy. In addition, aluminum brackets are glued to the batteries and screwed to the PCB for added mechanical and thermal stability. The inter-cell connections are made with strips spot-welded to the cell terminals.

Block diagram

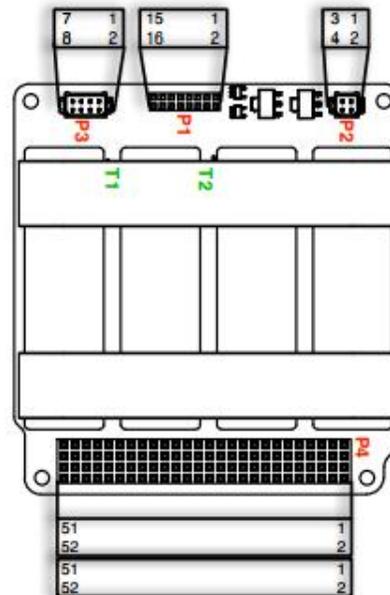
The BP4 connects to the NanoPower P31u through a dedicated battery connector as well as through the stack connector.



Connections

The cells are connected to a 16-pin dual row 2mm pitch female header connector on the PCB topside (P1). This connector fits with the female external battery connector of the GomSpace NanoPower with a Samtec TW-08-07-G-D-375-188 in between. The power-switch output is located on connector 4 pin P2 and the optional 8 pin ground-break connector is denoted P3. Connector P4 is the stack connector.

P1 Samtec SQW-108-01-L-D		
Pin	Name	Description
1-4	Vbat	Battery voltage connection
5-8	GND	Ground
9	MISO	SPI MISO
10	MOSI	SPI MOSI
11	Vcc	Supply voltage for temperature sensors
12	SCK	SPI SCK
13	CS1	Chip select for temperature sensor 1
14	CS2	Chip select for temperature sensor 2
15	PS	Active high power switch control (optional)
16	HS	Active high heater control (optional)



P2 Harwin M80-8670405		
Pin	Name	Description
1, 3	Vout	Power switch out
2, 4	GND	Ground

P3 Harwin M80-8670805		
Pin	Name	Description
1, 3, 5, 7	GND	Ground
2, 4, 6, 8	Bat GND	Battery negative terminal

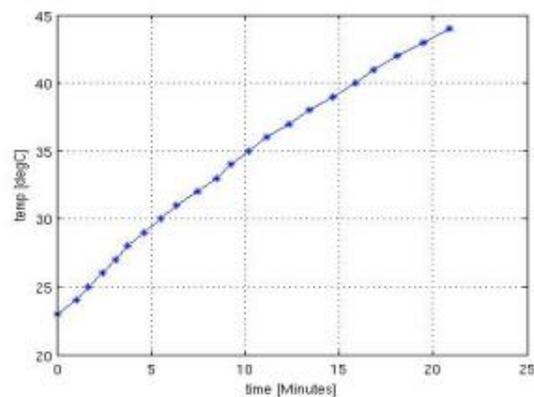
P4 CSP-connector			
Pin#	Mnemonic	Dir	Description
H2-29	GND	O	Power ground
H2-30	GND	O	Power ground
H2-32	GND	O	Power ground
H2-45	V_BAT	O	Battery voltage
H2-46	V_BAT	O	Battery voltage

Heater and power switch

The power switch and the heater are implemented as high side switches with drivers (with active high inputs) and are powered from the stack connector. Optionally they can be powered directly from the battery.

Parameter	Condition	Min	Typ	Max	Unit
Heater Element					
- Control voltage	Active high	1.5		6	V
- Heater resistance	Total heater resistance		20		Ohm
- Heater power	Dep. on voltage and resistance	3.5		7	W
Power Switch					
- Control voltage	Active high	1.5		6	V
- Current	Continues		1	3.9	A

For details on heater control please see the NanoPower datasheet. The graph shows a test of the heater system of the standard QuadBat connected to a NanoPower P31u. Operation is in vacuum with only a small thermal coupling to vacuum chamber. Ambient temperature of vacuum chamber is 23degC. Battery voltage is 7.4V and total heater resistance is 20 Ohm.



Temperature Sensors

Two temperature sensors with SPI interface are mounted just under each battery-set to provide battery temperatures for housekeeping purposes. A complete thermal control system can be implemented using the two optional heater elements.

For SPI communication details please see the datasheet for the Texas Instruments TMP121.

Parameter	Condition	Min	Typ	Max	Unit
Temperature Sensors					
- Range		-40		125	°C
- Accuracy		+/- 0.5	+/- 1.0	+/- 2.0	°C
- Vcc		2.7	3.3	5	V
- Icc			500		µA

Configuration

The battery cells are mounted on the topside of the PCB and battery pack can be mated to the NanoPower power supply is mounted above the battery pack as show below:



Stacking height between the P31u and BP4 PCB is 23.5mm.

Physical Dimensions

See last page for drawing with dimensions (Dimensions are given in mm). PCB-type is FR4-Tg180, 4 layers of 70µm copper, lead-free tin HAL surface, 1.60 mm thick.

Model	Mass	Dimensions
NanoPower BP4	240.0 g	94x88x23 mm

Changes from version 1.3 to 2.0

- Batteries are placed on top of PCB
- Possibility of stack through
- Power switch connector is changed
- Heaters design changed from to a non-wound type
- Added ground-cut-off connector
- Heater and power switch are powered from the stack connector

Revision	Revision Date	Changes	Sections
1	8/3-2011	Initial revision	All
2	11/10-2011	Updates to heater information	Heater
3	19/03-2014	Updated to BP4-2.0. See change description above.	All

GomSpace ApS • Niels Jernes Vej 10 • 9220 Aalborg E • Denmark
 Tel: +45 9635 6111 • Fax: +45 9635 4599 • Web: www.gomspace.com

The information furnished by GomSpace in this data sheet is believed to be accurate and reliable. However, no responsibility is assumed by GomSpace for its use. GomSpace reserves the right to change circuitry and specifications at any time without notification to the customer.

© 2014 GomSpace ApS.

