



ANÁLISE DE BALANÇO DE POTÊNCIA, PROJETO PRELIMINAR DE PAINEL SOLAR E DIMENSIONAMENTO DE BATERIA DE UM CUBESAT 3U PARA DETECÇÃO DE RAIOS

Elaine de Souza Ferreira de Paula^a; Renato Oliveira de Magalhães^b

[a] Aluna de Mestrado do Curso de Engenharia e Tecnologia Espacial, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais INPE, São José dos Campos, SP, Brasil. E-mail: nanyferreira@yahoo.com.br

[b] Doutor em Engenharia e Tecnologia Espacial, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais – INPE, São José dos Campos, SP, Brasil. E-mail: renato.magalhaes@inpe.br

Resumo: Este artigo apresenta a análise de balanço de potência, o projeto preliminar do painel solar e o dimensionamento de bateria de um CubeSat 3U para detecção de raios (RaioSat). Dentre os subsistemas que compõem um satélite, destaca-se o subsistema de suprimento de energia (Electrical Power System - EPS), cujas funções são a geração, armazenamento, condicionamento e distribuição de energia elétrica às diversas cargas úteis do satélite. Para isso, o correto dimensionamento de painéis solares e baterias são importantes para garantir o balanço adequado entre geração e consumo de energia. O painel solar é baseado em energia fotovoltaica utilizando células solares de tripla junção com alta eficiência. O uso de células de alta eficiência visa melhorar as capacidades de energia de painéis solares para CubeSats cuja área, peso e orçamentos (budget) são limitados. O orçamento de potência, área, massa e o número de células solares são apresentados, assim como o tamanho ideal da bateria para os períodos de eclipse. Por fim apresenta-se a análise do balanço de potência considerando a perda de uma string do painel solar e a perda de uma célula de bateria e indica-se a solução ideal para o projeto do painel solar e bateria para o CubeSat.

Palavras-chave: Suprimento de Energia, CubeSat, Balanço de Potência, Painel Solar, Bateria.

1. INTRODUÇÃO

O subsistema de suprimento de energia é essencialmente um dos subsistemas mais críticos, uma vez que suas falhas possuem efeito catastrófico na missão. Para realizar a função de geração, armazenamento, condicionamento e distribuição de energia da missão em estudo, RaioSat, duas propostas de topologia de barramento não-regulado são analisadas, a saber: transferência direta de energia (DET – *Direct Energy Transfer*) e rastreamento de potência máxima (PPT – *Peak Power Tracking*), (WERTZ & LARSON, 1999). Este artigo apresenta uma estimativa do balanço de potência para a missão RaioSat que ainda está em sua fase de concepção. A partir desses resultados, foi realizado o projeto preliminar do painel solar e o dimensionamento da bateria. Este estudo de caso poderá ser facilmente adaptado à missão à medida que a mesma for se delineando e definindo seus requisitos principais.

Este artigo está organizado da seguinte forma: a Seção 2 apresenta uma revisão da literatura sobre CubeSats e o subsistema de suprimento de energia. Os detalhes do projeto do painel solar e dimensionamento da bateria são discutidos na seção 3. O balanço de potência é apresentado na seção 4. Na seção 5 são apresentados os resultados e conclusões.

2. REVISÃO DA LITERATURA

Missões espaciais baseadas em satélites artificiais convencionais, possuem altos custos com desenvolvimento, testes de qualificação e aceitação e principalmente com o seu lançamento, além de longo tempo para seu desenvolvimento e desfecho da missão. Por estes motivos universidades, centros de pesquisas e empresas tem investido em satélites de pequeno porte, cujos tempos e custos de desenvolvimento e lançamento são menores.

Mas como classificar um satélite para prever seu custo?

Os satélites artificiais são classificados conforme sua massa sendo organizados em satélites de grande, médio e pequeno porte. Os satélites de pequeno porte ainda se subdividem em mais categorias. A Tabela 1, apresenta a classificação dos satélites com relação a sua massa.

Tabela 1. Classificação dos Satélites por massa. Adaptado de: Erik Kulu (2019)

| | Classificação | Massa |
|-------|-------------------------|------------------|
| 1.0 | Satélites grandes | >1000 Kg |
| 2.0 | Satélites médios | 500 a 1000 Kg |
| 3.0 | Satélites pequenos | <500 Kg |
| 3.1 | Minisatélites | 100 a 500 Kg |
| 3.2 | Microsatélites | 10 a 100 Kg |
| 3.3 | Nanosatélites | 1 a 10 Kg |
| 3.3.1 | CubeSats (0.25U – 27 U) | ~0.2 Kg a ~40 Kg |
| 3.3.2 | Pocket Qubes | 0,10 Kg |
| 3.3.3 | TubeSats (1U – 4U) | 0,75 Kg |
| 3.3.4 | SunCubes | ~0,10 Kg |
| 3.3.5 | ThinSats | 0,28 Kg |
| 3.4 | Picosatélites | 100 g – 1 Kg |
| 3.5 | Femtosatélites | 10 g – 100 g |
| 3.6 | Attosatélites | 1 g – 10 g |
| 3.7 | Zeptosatélites | 0,1 g – 1 g |

Dentro da categoria nanosatélites os CubeSat, vem tomando um lugar de destaque.

2.1 CubeSats

O uso de CubeSat vêm se configurando como uma tendência tecnológica no setor espacial que tem conquistado novos adeptos em diversos países, devido à baixos custos de desenvolvimento facilitando assim o acesso ao espaço a novos países e instituições (VILELA *et al.*, 2016).

O primeiro CubeSat foi criado, por Jordi Puig-Suari, da California *Polytechnic State University*, e Bob Twiggs, da *Stanford University*, em 1999, com um padrão mais simples, com o intuito de proporcionar os alunos a oportunidade de participar de um programa espacial completo (TWIGGS, 2008).

O termo CubeSat é composto pela palavra, em inglês, *cube*, que significa cubo, mais as três primeiras letras da palavra satélite (Sat) e é utilizado para categorizar os satélites de pequeno porte, nanosatélites, em forma de cubo.

O padrão CubeSat, é descrito por uma especificação de domínio público, cujas dimensões são: 10 cm de comprimento x 10 cm de largura x10 cm de altura, para uma estrutura denominada 1U (CAL POLY, 2014).

A plataforma CubeSat pode ser configurada de diversas maneiras, podendo variar de 0.5 U a 27 U conforme ilustrado na Figura 1.

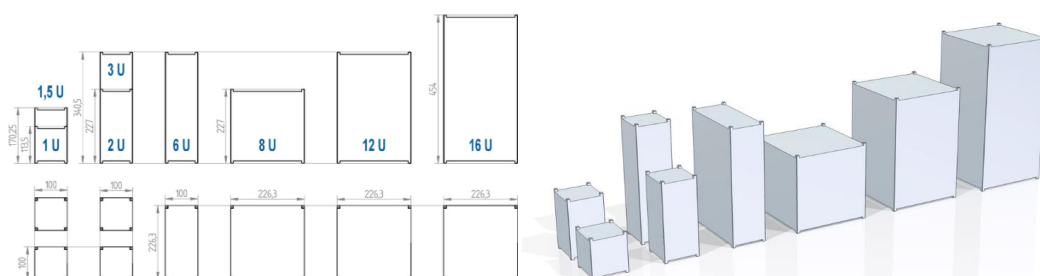


Figura 1. Configurações de Padrões CubeSats. Retirado de: ECM Space (2019)

Atualmente os satélites do tipo CubeSats são utilizados para várias aplicações como: ciência de um modo geral, sensoriamento remoto da Terra, meio ambiente e agricultura, recursos minerais e hídricos, controle de fronteiras, fins militares na área de defesa, educação e treinamento de recursos humanos, desenvolvimento tecnológico, telecomunicações e meteorologia (CGEE, 2018).

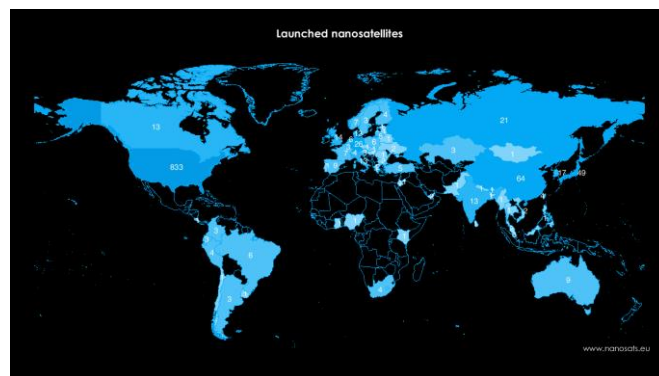
O Brasil desenvolveu e lançou até o momento 6 nanosatélites os quais são citados a seguir (KULU, 2019):

- NANOSATC-BR1, desenvolvido pelo INPE e Universidade Federal de Santa Maria,
- SERPENS, desenvolvido por um consórcio de universidades, com o apoio da AEB (Agência Espacial Brasileira);
- AESP-14, desenvolvido pelo ITA e integrado e testado no Laboratório de Integração e Teste do INPE;
- TANCREDO-1, desenvolvido pela Escola municipal Tancredo Neves e INPE;
- ITASAT-1, desenvolvido pelo ITA e INPE; e o
- UNOSAT 1, desenvolvido pela Universidade Norte do Pará, que apresentou falha no lançamento.

Os nanosatélites FloripaSat-1, NANOSATC-BR2, CONASAT A, CONSAT B e Garatêa-L, que estão em fase de desenvolvimento com janela de lançamento previsto para dezembro de 2019 e dezembro de 2020. O nanosatélite ITASAT-2 está em processo final de desenvolvimento, porém não consta na base de dados informações sobre ele e sobre seu lançamento.

No *ranking* mundial de lançamento de CubeSats por países, estamos longe de alcançar os 833 nanosatélites lançados pelos Estados Unidos. A Figura 2, mostra a quantidade de nanosatélites lançados por país.

Figura 2. CubeSats Lançados. Retirado de: Erik Kulu (2019)



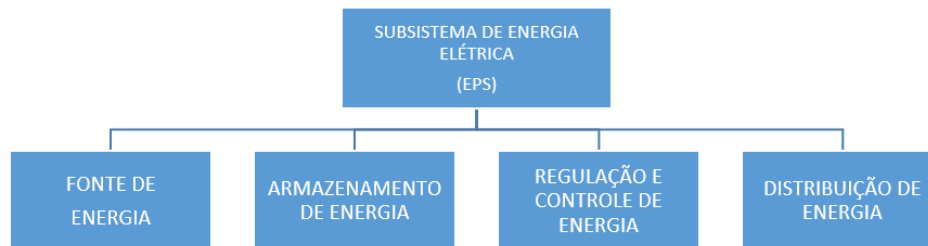
Os CubeSats, assim como satélites de médio e grande porte, são constituídos de subsistemas tais como: suprimento de energia (*Electrical Power System -EPS*), computador de bordo (*On-Board Computer - OBC*), Controle de telemetria e telecomando (*Telemetry Tracking and Control - TT&C*), controle de atitude (*Attitude and Orbit Control System – AOCS*) e carga útil (*Payload*). Comumente o controle de atitude de CubeSats é rotativo (*Spin*). Esse controle faz com que todas as faces do painel solar, acoplado ao corpo do mesmo, receba a luz do sol. Um controle de atitude a 3 eixos, deverá girar o CubeSat direcionando o painel solar para o sol, para que o mesmo receba a luz solar e gere energia.

Os CubeSats operam com uma demanda restrita de energia devido as limitações de suas fontes energéticas, bem como a pequena área disponível para as células fotovoltaicas, sua massa limitada e volume de baterias (MAHDI & JAAFER, 2014). Para tanto, um projeto de sucesso depende de um bom dimensionamento do sistema de suprimento de energia (painéis solares, baterias, controles e formas de distribuição). A seção seguinte apresenta uma visão geral sobre este subsistema.

2.2 Visão Geral do Suprimento de Energia

O subsistema de suprimento de energia é vital para qualquer satélite, sendo responsável por gerar, armazenar, condicionar e distribuir a energia necessária para o funcionamento de todos subsistemas durante a sua missão. O EPS pode ser dividido em 4 partes funcionais como ilustrado na Figura 3.

Figura 3. Arquitetura do Subsistema de Suprimento de Energia. Adaptado de: Wertz & Larson (1999)



A primeira função, fonte de energia, está relacionada ao componente gerador de energia (painel solar) que em CubeSats, o mais comum faz uso de células solares fotovoltaicas.

A segunda função, armazenamento de energia, consiste em como será feito o armazenamento da energia sobressalente para suprir picos de consumo e o consumo durante os períodos de eclipses. Este armazenamento é feito por um conjunto de baterias.

A terceira função, regulação e controle de energia, determina como regulamos a potência de um satélite. Está relacionada com a arquitetura/método de transferência de energia, onde (Sullivan, 1989), cita as duas principais técnicas: rastreador de potência de pico (*PPT*) e transferência direta de energia (*DET*) e detalha as topologias de EPS.

A Quarta função, distribuição de energia, está relacionada a forma como a energia será entregue às cargas. É constituída de cablagem, conversores CA e reguladores DC.

Um sistema típico de energia é composto por painel solar para gerar energia, baterias para armazenar energia para uso durante os períodos de eclipses, circuitos para controlar e limitar a carga e descarga das baterias, e filtros e conversores para distribuir a energia às cargas do satélite. Normalmente um terço do peso total do satélite está concentrado no sistema de energia, sendo que antigamente era responsável por aproximadamente 25 a 40% da massa total do satélite (SULLIVAN, 1989).

2.3 Principais Fontes de Energia

A principal fonte de energia elétrica dos satélites que orbitam a Terra são as células solares fotovoltaicas, que convertem a radiação solar incidente diretamente em energia elétrica (WERTZ & LARSON, 1999).

As células solares são conectadas em séries chamadas de *strings*, as *strings* por sua vez são conectadas em paralelo, de tal forma a fornecer a potência necessária para o controle de carga de bateria (*BCR Battery Charger Regulator*), para as baterias e cargas úteis.

Os painéis solares, juntamente com o sistema de armazenamento, são denominados fonte primária.

2.4 Armazenamento da Energia

As baterias fazem parte do subsistema de suprimento de energia e são divididas em primárias e secundárias. As baterias primárias convertem energia química em energia elétrica, mas não podem reverter essa conversão, de modo que não podem ser recarregadas. Já as baterias secundárias podem converter energia química em energia elétrica durante a descarga, e energia elétrica em energia química durante a carga e são recarregáveis (WERTZ & LARSON, 1999).

Os satélites utilizam a potência excedente, gerada pelo painel solar em períodos de *sunlight* para carregar as baterias secundárias. Esta potência armazenada será utilizada pelos demais subsistemas do satélite durante os períodos de eclipse e situações de pico de consumo, como comunicação com a estação terrena.

As principais baterias secundárias utilizadas em ambiente espacial são: Níquel-Cádmio (NiCd), Níquel-Hidrogênio (NiH₂), Níquel-metal-hidreto (NiMH), Lítio-íon (Li-Ion) e Lítio-polímero (Li-poly) (PATEL, 2005; WERTZ & LARSON, 1999).

2.5 Regulação e Condicionamento da Energia

O controle da energia é realizado pela unidade de condicionamento de potência (*Power Conditioning Unit - PCU*). A fonte de geração de energia determina a forma como a tensão será regulada, seja por meio de transferência direta de energia ou por rastreador de potência de pico. Essa são as duas grandes classes de topologia para arquiteturas de EPS.

Na topologia DET, a energia gerada pelo painel solar é fornecida às cargas de forma direta e o excesso de energia é dissipado nos reguladores. Em topologias PPT ou MPPT (*Maximum Power Point Tracking - Rastreamento de Ponto de Potência Máxima*) a energia gerada pelo painel solar é fornecida às cargas por meio de conversores DC/DC, que são reguladores controlados por largura de pulso (*Pulse Width Modulation - PWM*), que por sua vez são controlados para buscar o ponto de máxima potência gerada pelo painel solar (SHEKOOFA & KARBASIAN, 2013).

As topologias DET e PPT abrangem vários métodos de regulação do barramento principal podendo ser (SULLIVAN, 1989; SHEKOOFA & KARBASIAN, 2013):

- Barramento Não Regulado (BU);
- Barramento Regulado (BR);
- Barramento Semi-regulado (BS);
- Barramento Quase-regulado (BQ); e
- Barramento Híbrido (BH).

O Barramento Não Regulado, é baseado no conceito de simplificar o projeto do sistema de energia principal, visando uma otimização do sistema de energia centralizada, e transferindo para as cargas a responsabilidade de regular a energia do barramento.

O Barramento Regulado, é o inverso do anterior, onde a regulação da energia de barramento é feita de forma centralizada, visando a otimização do *design* de painéis solares, baterias e a simplificação da interface com as cargas.

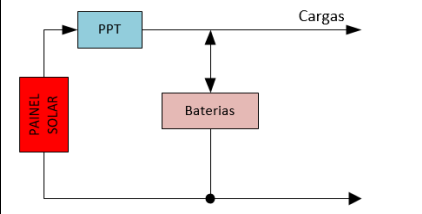
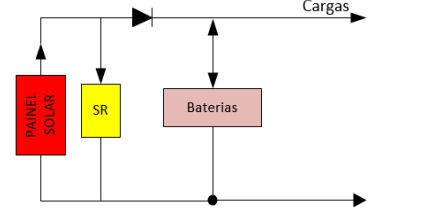
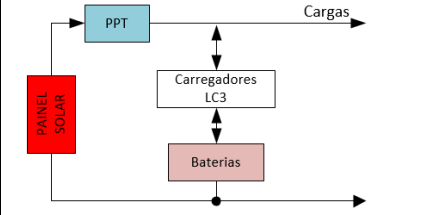
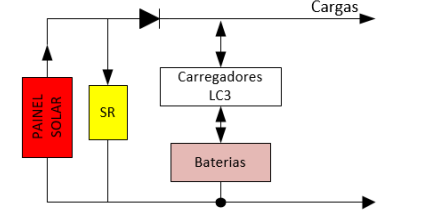
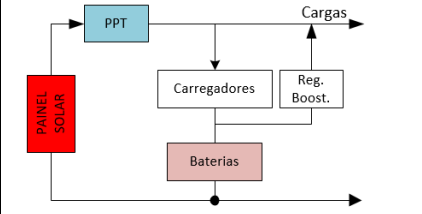
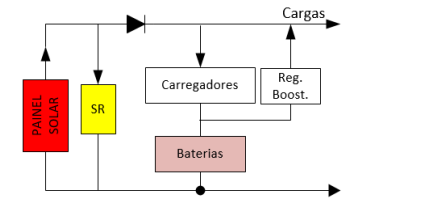
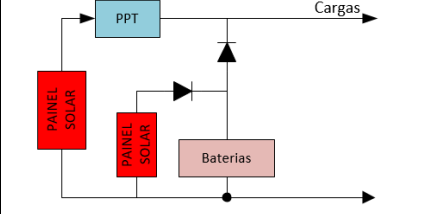
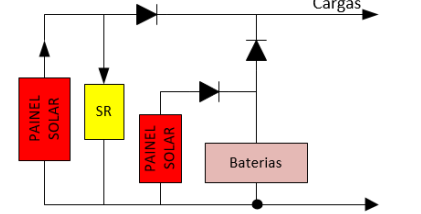
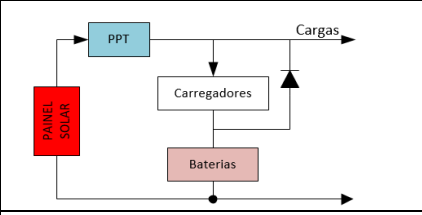
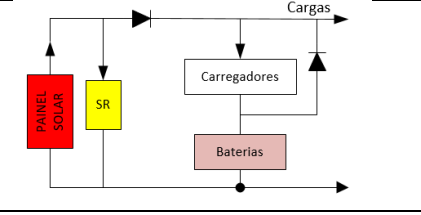
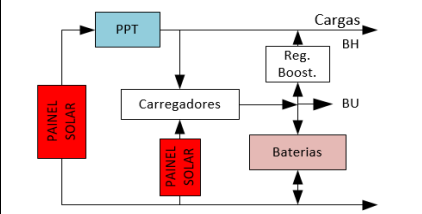
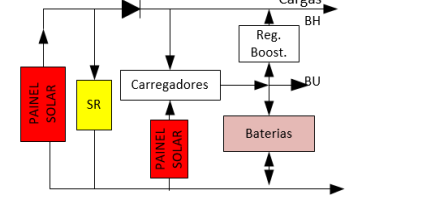
O Barramento Semi-regulado, é formado pelo barramento regulado e o não regulado, ou seja, trabalha com os dois barramentos principais aumentando o nível de energia solar disponível, além de ter um painel solar independente.

O Barramento Quase-regulado, é semelhante ao barramento não regulado com a diferença de fazer uso de um regulador de carga de bateria (*Battery Charger Regulator - BCR*).

O Barramento Híbrido é utilizado para preencher a lacuna entre os barramentos regulados e não regulados, para atender aos requisitos de uma missão em órbita baixa (*Low Earth Orbit - LEO*).

A Tabela 2 apresenta as configurações de EPS para as topologias de barramento DET e PPT de acordo com as técnicas de regulação.

Tabela 2. Configurações das topologias DET e PPT *versus* técnica de regulação.
 Adaptado de: Wertz & Larson, (1999) e Shekoofa & Karbasian, (2013).

| Técnica de Regulação de Barramento | Peak Power Tracking (PPT) | Direct Energy Transfer (DET) |
|---|--|---|
| Barramento não Regulado (BU) Usando baterias paralelas |  |  |
| Barramento não Regulado (BU) Usando um LC ³ (Controlador de Corrente de Carga Linear) |  |  |
| Barramento Totalmente Regulado (BR) |  |  |
| Barramento Semi-regulado (BS) |  |  |
| Barramento Quase-regulado (BQ) Usando carregadores de corrente constante |  |  |
| Barramento Híbrido (BH) |  |  |

2.6 Distribuição da Energia

O sistema de distribuição da energia elétrica (*Power Distribution Unit - PDU*) consiste em cabos, barramentos de energia, componentes de proteção contra falhas e chaves (conversores) para ligar e desligar as cargas. Como subsistemas e cargas úteis trabalham com tensões diferenciadas, o barramento de distribuição pode precisar de regulação para elevar ou diminuir a tensão, por meio de conversores DC-DC.

Os sistemas de distribuição de energia são centralizados ou descentralizados, dependendo da localização dos conversores. Na distribuição descentralizada os conversores estão alocados em cada carga separadamente, enquanto a abordagem centralizada regula a energia para todas as cargas de espaçonaves dentro do barramento

principal. A distribuição descentralizada requer um barramento não regulado porque os conversores distribuídos regulam a potência. Uma vantagem do sistema centralizado é não ter a necessidade de projetar o EPS para diferentes aplicações (WERTZ & LARSON, 1999).

Em CubeSat, geralmente a rede de distribuição de energia para as cargas é feita de forma centralizada, sem o uso de conversores, devido às restrições de espaço.

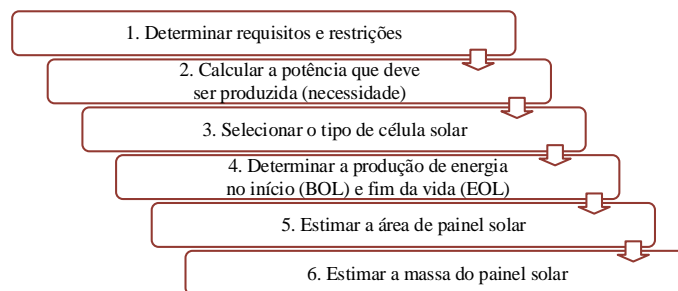
3. PROCESSO E *DESIGN* PRELIMINAR DO PAINEL SOLAR E DIMENSIONAMENTO DE BATERIA

Para os satélites em órbita terrestre, os painéis solares fotovoltaicos devem ser projetados de forma que possam atender aos requisitos de potência dos subsistemas da espaçonave durante os períodos de luz do dia (*sunlight*) e eclipse (WERTZ & LARSON, 1999).

Para configurar e dimensionar um painel solar, é preciso entender os tipos e características das células, problemas de *design* da matriz solar, cálculos de dimensionamento, configurações, regulação e ambientes de radiação e térmicos. Os principais problemas de projeto para painéis solares incluem configuração de espaçonave, nível de potência exigido (pico e média), temperaturas de operação, sombreamento, ambiente de radiação, iluminação ou orientação, vida útil da missão, área de painel, massa e custo (WERTZ & LARSON, 1999).

Para o processo de projeto de painel solar, a metodologia utilizada será o esquema procedural apresentado na Figura 4.

Figura 4. Processo para o *design* do painel solar. Adaptado de: Wertz & Larson (1999)



3.1 Requisitos e Restrições

Esta etapa consiste em verificar os requisitos e restrições para o *design* do painel solar, como levantamento da potência média de consumo, elementos orbitais e tempo de vida da missão.

3.1.1 A Missão RaioSat

A missão RaioSat pretende detectar simultaneamente descargas atmosféricas intranuvem e nuvem solo, usando um sensor óptico e uma antena VHF a bordo de uma plataforma CubeSat 3U (NACCARATO *et al.*, 2016).

Uma descarga atmosférica é essencialmente uma corrente elétrica impulsiva de grandes proporções que ocorre na troposfera da Terra como consequência da eletrificação (separação de cargas elétricas) das chamadas nuvens de tempestade ou cúmulos-nimbos e irradiam energia eletromagnética em uma ampla faixa de frequências (NACCARATO *et al.*, 2016; MAIA *et al.*, 2018).

Neste trabalho, um CubeSat para detecção de raios com ciclo de vida previsto de 6 meses e 3 kg de massa total, será usado como estudo de caso.

Para o projeto preliminar apresentado, o sistema de geração de energia utilizará os dados obtidos por meio de uma simulação com software STK (*Satellite Tool Kit*) como se segue.

3.1.2 Parâmetros Orbitais

O estudo de caso deste trabalho é um CubeSat 3U para detecção de raios, previsto para operar em uma órbita baixa, a uma altitude de 650 Km e 70° de inclinação por no mínimo 6 meses entre os meses de outubro a março. Sua massa estimada é de 3 kg. Uma simulação com o software SKT nos dá um período orbital de aproximadamente 94 minutos, *sunlight* é de 67,15 minutos e eclipse é de 26,85 minutos. O ângulo de incidência solar varia de acordo com a posição, sendo -50° para nadir, 0° para azimute e +50° para zênite. A Tabela 3 apresenta os parâmetros orbitais.

Tabela 3. Parâmetros Orbitais. Adaptado de: Nacarrato (2016)

| PARÂMETRO | VALOR |
|---|--------------------|
| Plataforma CubeSat 3U | 10cm x 10cm x 30cm |
| Órbita | LEO |
| Altitude / Inclinação | 650 Km / 70° |
| Tempo de vida da missão | Mínimo de 6 meses |
| Período Orbital | 94 minutos |
| Tempo de <i>sunlight</i> (T_e) | 67,15 minutos |
| Tempo de eclipse (T_d) | 26,85 minutos |
| Ângulo de incidência solar (θ) | -50°; 0; +50° |

3.2 Power Budget

A partir dos dados fornecidos pelos desenvolvedores e fabricantes dos módulos, pode-se construir a Tabela 4, que apresenta uma estimativa de *Budget* de Potência para o RaioSat de acordo com os modos de operação. Uma margem de 20% foi adotada para o cálculo da estimativa do consumo de potência total.

Tabela 4. Estimativa *Budget* de Potência RaioSat. Propriedade dos autores (2019)

| Subsistema | Equipamento | Modos de Operação do RaioSat | | |
|----------------------|-------------------------|------------------------------|-----------------------|-------------------|
| | | <i>Standby</i> * | Nominal Não Imageando | Nominal Imageando |
| | | Potência (mW) | Potência (mW) | Potência (mW) |
| EPS | Paine Solar | 0 | 0 | 0 |
| | PCDU | 125 | 125 | 125 |
| | Baterias | 0 | 0 | 0 |
| OBC | CPU | 250 | 250 | 250 |
| TT&C | Antena UHF | 100 | 1000 | 1000 |
| AOCS | Magnetotorque | 0 | 1300 | 1300 |
| | Rodas de Reação | 0 | 2700 | 2700 |
| PAYLOAD | Câmera NanoCam C1U | 0 | 0 | 330 |
| | Sensor PhotoBit PB MV13 | 0 | 500 | 500 |
| | GPS piNAV-L1 | 0 | 120 | 120 |
| | Receptot VHF | 0 | 100 | 100 |
| Subtotal (mW) | | 475 | 6095 | 6425 |
| Total + margem (20%) | | 7710 mW | | |

* Em modo *standby*, considera-se a potência igual a zero para os equipamentos desligados.

O orçamento ou *budget* de potência varia de acordo com a missão. Segundo (Wertz & Larson, 1999), as demandas de energia em fim de vida (EOL) devem ser reduzidas, a fim de se compensar a degradação do paine solar. A energia elétrica média necessária na EOL determina o tamanho da fonte de energia, consequentemente a massa e tamanho do satélite. Se a energia gerada durante uma órbita é maior ou igual a energia consumida durante esta órbita, então tem-se um orçamento de energia positivo. Se não, haverá um orçamento de energia negativa, neste caso, a bateria será gradualmente drenada até ficar vazia.

A missão RaioSat possui diversos modos de operação e o subsistema de suprimento de energia deve garantir o funcionamento do nanosatélite durante todos estes modos e apresentar um balanço positivo de carga na bateria.

A quantidade de energia gerada disponível depende do fluxo de energia solar, eficiência da célula solar, além da fonte alimentação e área efetiva das células solares (MAHDI & JAAFER, 2014).

Para o projeto preliminar do painel solar serão utilizados os seguintes dados:

- Constante solar de 1367 W/m².
- A potência consumida durante o dia (P_d) e eclipse (P_e) é de 7710 mW.
- Degradação inerente (I_d) é de 0,77.
- A degradação por ano das células solares em baixa órbita (LEO) é de 2,75%/ano (WERTZ & LARSON, 1999).

3.3 Seleção do Tipo de Célula Solar

Foram analisadas três modelos de células solares: XTJ *Prime* (Spectrolab), CJ28 e CJ30 (CESI). A escolhida para o painel solar foi a XTJ *Prime* da Spectrolab que apresenta uma eficiência de 30,7%, dimensões de 3,97x6,91 cm, área de 26 cm² e baixa degradação (0,5%). A Tabela 5, apresenta as características da célula XTJ *Prime*.

Tabela 5. Características da Célula Solar XTJ *Prime*30. Retirado de: *Datasheet XTJ Prime Spectrolab*.

| Parâmetro | Valor BOL |
|--------------------------------|-----------|
| $Efficiency_{mp}$ | 30,7% |
| V_{oc} (V) | 2,720 |
| J_{sc} (mA/cm ²) | 18,0 |
| V_{mp} (V) | 2,406 |
| J_{mp} (mA/cm ²) | 17,5 |

3.4 Capacidade de Potência Produzida pelo Painel Solar

Para topologia de transferência direta de energia, assume-se a eficiência do subsistema de energia será: $X_e = 0,65$ e $X_d = 0,85$. Para topologia de transferência de rastreamento de pico de potência, assume-se a eficiência do subsistema de energia será: $X_e = 0,60$ e $X_d = 0,80$, onde X_e é a eficiência do subsistema durante o eclipse e X_d é a eficiência do subsistema durante o *sunlight*.

A potência a ser gerada pelo painel solar (P_{sa}) é calculada a partir dos dados de potência necessária durante o *sunlight* (P_d) e eclipse (P_e) e pelos períodos de *sunlight* (T_d) eclipse (T_e). A potência de painel solar é obtida pelas Equações (1) e (2).

$$P_{sa(DET)} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}\right)}{T_d} = \frac{\left(\frac{7,71 \cdot 26,85}{0,65} + \frac{7,71 \cdot 67,15}{0,85}\right)}{67,15} = 13,813 \text{ W} \cong 14 \text{ W} \quad (1)$$

$$P_{sa(PPT)} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}\right)}{T_d} = \frac{\left(\frac{7,71 \cdot 26,85}{0,05} + \frac{7,71 \cdot 67,15}{0,05}\right)}{67,15} = 14,775 \text{ W} \cong 15 \text{ W} \quad (2)$$

3.5 Potência de Saída por Unidade de Área do Painel Solar

A potência de saída (P_o) é calculada pela multiplicação da eficiência da célula solar pela constante solar. Para a célula solar XTJ Prime, com eficiência (η) de 30,7 % a potência de saída, para uma constante solar de 1367 W/m², é calculada pela Equação (3).

$$P_{O(DET/PPT)} = 0,307 * 1367 = 419,669 \text{ W/m}^2 \quad (3)$$

3.6 Determinação de Potência Necessária no BOL e EOL

A potência de saída necessária para o começo de vida (P_{BOL}) é calculada pela Equação (4).

$$P_{BOL(DET/PPT)} = P_O \cdot I_d \cdot \cos\theta = 419,669 * 0,77 * \cos 50^\circ = 311,8240 \text{ W/m}^2 \quad (4)$$

Onde I_d é a degradação inerente e θ é o erro de apontamento do pannel solar com relação à incidência de raio solar. No projeto apresentado, $\theta = 50^\circ$ no pior caso.

A degradação por tempo de vida (L_d), é calculada pela Equação (5).

$$L_{d(DET/PPT)} = \left(1 - \frac{\text{degradação}}{\text{ano}}\right)^{\text{vida do satélite}} = (1 - 0,0275)^{0,5} = 0,9861 \quad (5)$$

A potência de saída para o fim de vida é dada por (6).

$$P_{EOL(DET/PPT)} = P_{BOL} \cdot L_d = 311,8240 * 0,999749 = 307,51 \text{ W} \quad (6)$$

3.7 Estimativa da Área de Pannel Solar

O cálculo da área total de pannel solar é a razão entre a potência do pannel solar e a potência de saída no fim de vida. Desta forma a área total é calculada pelas Equações (7) e (8).

$$A_{sa(DET)} = \frac{P_{sa}}{P_{EOL}} = \frac{14}{307,51} = 0,045527 \text{ m}^2 = 455,27 \text{ cm}^2 \quad (7)$$

$$A_{sa(PPT)} = \frac{P_{sa}}{P_{EOL}} = \frac{15}{307,51} = 0,048779 \text{ m}^2 = 487,79 \text{ cm}^2 \quad (8)$$

3.8 Estimativa da Massa do Pannel Solar

Considerando uma performance específica de 25 W/Kg a massa estimada para o pannel solar será obtida pelas Equações (9) e (10).

$$M_{sa(DET)} = \left(\frac{1}{25}\right) P_{sa} = \left(\frac{1}{25}\right) 14 = 0,56 \text{ Kg} = 560 \text{ g} \quad (9)$$

$$M_{sa(PPT)} = \left(\frac{1}{25}\right) P_{sa} = \left(\frac{1}{25}\right) 15 = 0,60 \text{ Kg} = 600 \text{ g} \quad (10)$$

3.9 Dimensionamento do Pannel Solar

Esta etapa consiste em determinar o número de células em série (*strings*) e quantas *strings* em paralela, serão necessárias para compor o pannel solar. Os dados da célula solar XTJ Prime como: a potência da célula solar ($P_{mcell} = 1,088 \text{ W}$), corrente da célula $I_{mcell} = 17,4 \text{ mA/cm}^2$ (452,4 mA para 26cm²) e a tensão da célula ($V_{cell} = 2,406 \text{ V}$), são utilizados neste projeto, onde a tensão de barramento estimada é $V_{bus} = 5 \text{ Vdc}$ e a corrente do pannel solar, $I_{sa} = 2,8 \text{ A}$ (DET) e 3A (PPT). Utilizando a potência do pannel solar $P_{sa}=14 \text{ W}$, o número de células solares necessárias é calculado pelas Equações (11) e (12).

$$N_{(DET)} = \frac{P_{sa}}{P_{Cell}} = \frac{14}{1,088} = 12,862 \cong 12 \text{ células} \quad (11)$$

$$N_{(PPT)} = \frac{P_{sa}}{P_{Cell}} = \frac{15}{1,088} = 13,780 \cong 14 \text{ células} \quad (12)$$

O número de células em série (N_s) é determinado pela Equação (13).

$$N_{s(DET/PPT)} = \frac{V_{bus}}{V_{Cell}} = \frac{5}{2,406} = 2,078 \cong 2 \text{ células} \quad (13)$$

O número de *strings* em paralelo (N_p) é determinado pela Equações (14) e (15).

$$N_{p(DET)} = \frac{I_{sa}}{I_{cell}} = \frac{2,8}{0,4524} = 6,189 \cong 6 \text{ strings} \quad (14)$$

$$N_{p(PPT)} = \frac{I_{sa}}{I_{cell}} = \frac{3}{0,4524} = 6,631 \cong 7 \text{ strings} \quad (15)$$

Um resumo do cálculo para cada topologia é apresentado na Tabela 6.

Tabela 6. Quadro comparativo DET x PPT. Propriedade dos autores (2019)

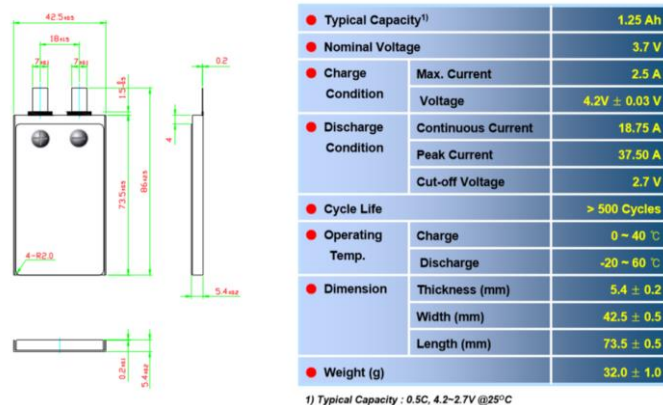
| Parâmetro | DET | PPT |
|--|--------------------------|--------------------------|
| Potência do Painel Solar (P_{sa}) | 14 W | 15 W |
| Potência de saída (P_o) | 419,669 W/m ² | 419,669 W/m ² |
| Potência começo de vida (P_{BOL}) | 311,824 W/m ² | 311,824 W/m ² |
| Potência de saída para o fim de vida (P_{EOL}) | 307,506 W | 307,506 W |
| Área de Painel Solar (A_{sa}) | 450 cm ² | 482 cm ² |
| Massa de Painel Solar (M_{sa}) | 560 g | 600 g |
| Número de células solares (N) | 12 | 14 |
| Número de células em série (N_s) | 2 | 2 |
| Número de <i>strings</i> em paralelo (N_p) | 6 | 7 |

3.10 Dimensionamento da Bateria

Para o dimensionamento da bateria é necessário selecionar a célula de bateria, determinar o número de células necessárias, calcular a capacidade de armazenamento e estimar a sua massa.

Para este trabalho foram analisadas baterias de Lítio-íon (Li-Ion) e Lítio-polímero (Li-poly), que são largamente utilizadas em CubeSats. Foi escolhida uma bateria de polímero de Lítio (SLPB 554374H da Kokam), para armazenar a energia necessária durante eclipse, cuja especificações estão listadas na Figura 5. Nas baterias de polímero de Lítio a densidade de energia é cerca de 3 vezes melhor que o NiCad e NiH2 (ROCHA, 2010).

Figura 5. Especificação célula da bateria SLPB 554374H. Retirado de: *Datasheet* SLPB 554374H da Kokam



Uma bateria consiste de células individuais conectadas em série e o número de células necessárias é determinado pela tensão de barramento (WERTZ & LARSON, 1999). Seu cálculo é dado através da Equação (16) (ORABY *et al.*, 2014).

$$N_{batcell} = \frac{V_{bus}}{V_{batt\ cell}} = \frac{5}{3,7} = 1,351 \cong 2 \text{ células (Não redundantes)} \quad (16)$$

A tensão de barramento da bateria (V_{busbat}) é calculada pela Equação (17).

$$V_{batmed} = N * V_{cell} = 2 * 3,7 = 7,4 V_{dc} \quad (17)$$

O CubeSat estará cerca de um terço de sua órbita em eclipse, isso significa que parte da energia gerada pelos painéis solares deve ser desviada para a carga das baterias, para que o mesmo continue funcional durante os períodos de eclipse. A energia consumida pelo CubeSat durante um período de eclipse é calculada pela multiplicação da potência de consumo durante o eclipse e a tempo de eclipse, conforme a Equação (18).

$$E_e = P_e * T_e = 7,71W * 0,4475h = 3,45 Wh \quad (18)$$

Considerando uma profundidade de descarga de bateria (*Deep of Discharge – DoD*) de 30%, duas células de baterias e considerando uma eficiência de transmissão entre a bateria e a carga ($\eta_{bat} = 0,9$), a capacidade de armazenamento da bateria é calculada pela Equação (19).

$$C_r = \frac{E_e}{DoD * N * \eta_{bat}} = \frac{3,45 Wh}{0,30 * 2 * 0,9} = 6,389 Wh \quad (19)$$

A capacidade da bateria em Ampere - hora é obtida pela Equação (20).

$$C_{r1} = \frac{C_r}{V_{batmed}} = \frac{6,389}{7,4} = 863,42 mAh \quad (20)$$

A estimativa de massa das baterias, cuja densidade de energia especifica (E_d) é igual a 100 Wh/Kg, é calculada pela Equação (21) (ORABY *et al.*, 2014).

$$M_{Bat} = \frac{C_r}{E_d} = \frac{6,389 Wh}{100 Wh/Kg} = 0,6389 Kg = 63,89 g \quad (21)$$

4. BALANÇO DE POTÊNCIA

O balanço de potência é a relação da potência média necessária durante o *sunlight* e durante o eclipse, afim de se prever a energia necessária para o início de vida (*Begin-of-Life - BOL*) e fim de vida (*End-of-Life - EOL*).

Para esta análise duas suposições foram feitas: a perda de uma *string* do painel solar e a perda de uma célula de bateria.

4.1 Considerando a perda de uma string do painel solar

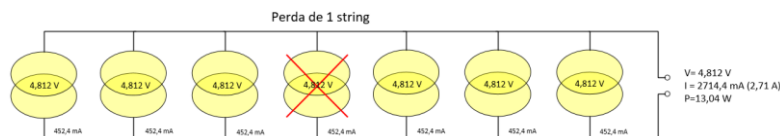
Como calculado anteriormente, considerando uma topologia PPT, o painel solar do CubeSat terá 14 células, com *strings* de 2 células em série e 7 *strings* em paralelo, como ilustrado na Figura 6.

Figura 6. Configuração das células da fotovoltaicas. Propriedade dos autores (2019)



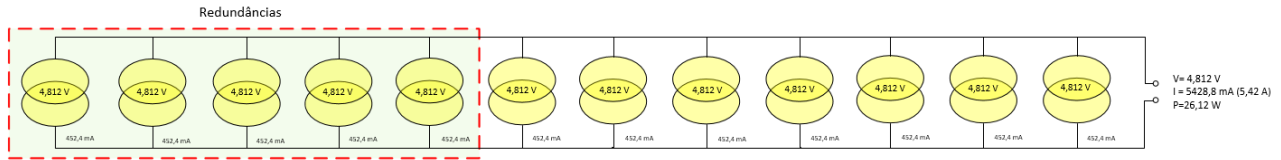
Se houver a perda de uma *string*, como apresentada na Figura 7, o sistema continuará operando, porém haverá uma queda na corrente de carga da bateria.

Figura 7. Suposição de falha em uma *string* do painel solar. Propriedade dos autores (2019)



Para cumprir os requisitos de tensão, corrente e confiabilidade do sistema e visando o aproveitamento de área, adicionou-se duas *strings* (paralelo), redundantes, ao painel solar, como ilustrado na Figura 8.

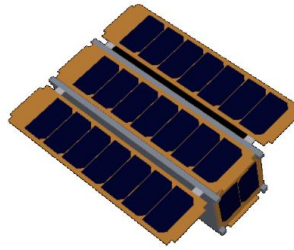
Figura 8. *String* Redundante para Painel Solar. Propriedade dos autores (2019)



Com a inclusão da redundância, caso se perca uma *string* do painel, o mesmo irá gerar uma corrente de 3,07 A e potência de 19,59 W, ou seja, está qualificado para a missão.

Quanto a distribuição física das células solares, a proposta é utilizar quatro faces do CubeSat (X, -Y, +Y, +Z). Duas faces (-Y e +Y) serão articuladas (*deployment*), uma vez que a estabilização será em 3 eixos. O painel solar é melhor visualizado na Figura 9.

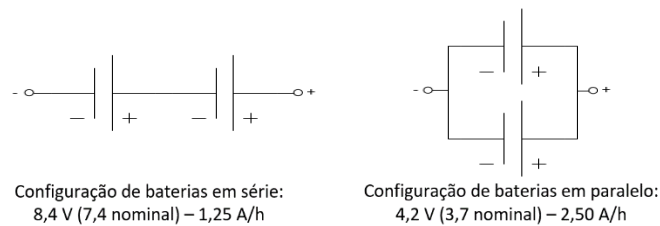
Figura 9. Imagem ilustrativa do Painel Solar. Extraída do software STK 11.



4.2 Considerando a perda de uma célula de bateria.

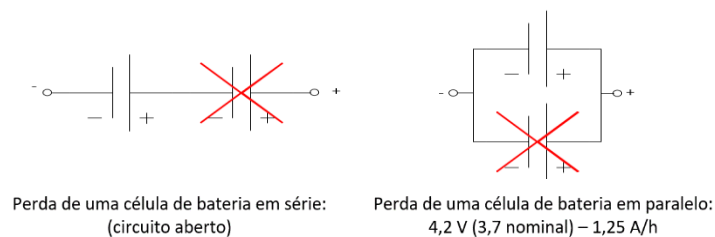
Como calculado anteriormente, para realizar esta missão, o CubeSat necessitará de baterias que tenham capacidade mínima de 863,42 mA. Para esta missão serão necessárias duas células de baterias de polímero de Lítio, cuja capacidade de cada uma é de 1250 mAh, portanto, a bateria é qualificada. As baterias podem ser configuradas em série, paralelo ou série-paralelo. A Figura 10 ilustra as configurações das baterias em série e em paralelo, com os níveis de tensão e corrente.

Figura 10. Configuração séria e paralela das células da bateria. Propriedade dos autores (2019)



Mas o que acontece quando se perde uma célula da bateria, como ilustrado na Figura 11?

Figura 11. Perda de uma célula de bateria. Propriedade dos autores (2019)

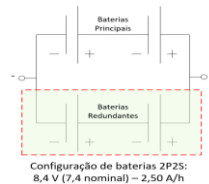


Na configuração em série, se houver a perda de uma célula de bateria, não seria possível cumprir a missão, pois a ligação seria cortada, não permitindo que o pannel faça a carga e descarga da energia armazenada na bateria. Isso seria uma falha catastrófica.

Na configuração em paralelo, a segunda célula continuaria operando de forma limitada, com tensão de barramento reduzida para 3,7 – 4,2V.

Afim de se evitar a perda da missão e aumentar a confiabilidade do sistema de armazenamento, é conveniente utilizar baterias redundantes, como ilustrado na Figura 12.

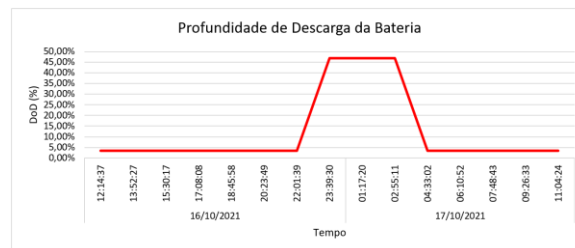
Figura 12. Sistema de armazenamento Redundante. Propriedade dos autores (2019)



Ao conectar duas células de bateria em série dobra-se a tensão do barramento da bateria, ajudando a bateria a manter sua capacidade no começo de vida e alto nível de eficiência pelo maior tempo possível. Na configuração série associada a paralela, tem-se uma duplicação da tensão de barramento e da capacidade de descarga da bateria. Esta associação é a mais adequada para garantir a missão e aumentar a confiabilidade do sistema.

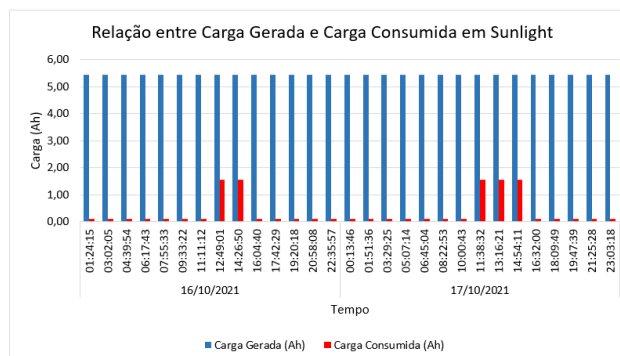
A profundidade de descarga da bateria é uma fração da capacidade de carga de cada bateria. Cada célula de bateria escolhida possui a capacidade de carga de 1,25 Ah. Para calcular a DoD, precisa-se saber o quanto de carga que a bateria perde, em Ampère-hora (Ah), em cada órbita. A profundidade de descarga que a bateria sofre ao longo das órbitas é apresentada na Figura 13.

Figura 13. Profundidade de descarga da bateria ao longo do tempo. Propriedade dos autores (2019)



O pannel Solar do CubeSat, quando exposto ao Sol, consegue gerar a energia para suprimir a atual demanda e a energia excedente irá carregar as baterias que foram descarregadas no período de eclipse, conforme ilustrado na Figura 14. Nota-se que o pannel solar do CubeSat será capaz de recarregar a bateria.

Figura 14. Relação: Carga gerada e Carga consumida em Sunlight. Propriedade dos autores (2019)



5. RESULTADOS E CONCLUSÕES

Foi identificado o perfil de consumo do nanosatélite. Com base no perfil de consumo realizou-se a análise de balanço de potência e o processo preliminar de dimensionamentos do painel solar e da bateria adequados para o CubeSat RaioSat.

Apresentou-se uma metodologia para o dimensionamento do painel solar e baterias, onde observou-se que para a topologia DET, a área do painel solar utilizando células solares de tripla junção com alta eficiência é de aproximadamente 450 cm² e a sua massa é de aproximadamente 560 g. O número de células é 12 em uma configuração 2S6P. Para uma topologia PPT, a área do painel solar será de 482 cm², sua massa estimada é de 600 g e o número de células aumenta de 12 para 14 unidades, em uma configuração 2S7P. No entanto, após análise de perdas de *string* e célula de bateria, verificou-se a necessidade de inclusão de *strings* de células solares e células de baterias redundantes, afim de aumentar a confiabilidade do sistema de geração e armazenamento de energia. Portanto, o painel solar proposto, considerando *strings* redundantes em uma topologia PPT, será composto por 24 células solares e terá área efetiva de 624 cm². O sistema de armazenamento será composto por 4 células de baterias de polímero de Lítio em uma configuração 2S2P.

O gráfico de DoD da bateria durante os períodos de eclipse e o gráfico de geração e consumo de energia no *sunlight* indicam que o balanço de potência é positivo, ou seja, o satélite será capaz de carregar a bateria e alimentar os demais subsistemas.

6. REFERÊNCIAS

- Centro De Gestão e Estudos Estratégicos – CGEE, (2018). “CubeSats. Resumo executivo” Brasília, DF: 2018. ISBN: 978-85-5569-142-3, 46P.
- ECM Space, 2019 on-line <https://www.ecm-space.de/index.php/launch-adapters-h/cubesat-sizes>. Acessado em 20/06/2019
- Erik Kulu, 2019. Nanosats Database. Disponível em: www.nanosats.eu. Acessado em 20/06/2019.
- Maia, G. F. S.; Paula, E. S. F.; Pereira, M. O.; Camargo, L. A. P.; Naccarato, K. P.; Dos Santos, W. A., 2018. “High-level Developments in Space Systems Engineering of the RaioSat Project”. In: 3rd Latin American Cubesat Workshop (LACW), Ubatuba, Brazil.
- Mahdi, M. C.; Jaafer, J. S.; Shehab, A.-A.-R. Design and Implementation of an Effective Electrical Power System for Nano-Satellite. International Journal of Scientific & Engineering Research, [S.l.], Volume 5, n. Issue 5, p.29–, May 2014.
- Naccarato, K.P.; Dos Santos, W. A.; Carretero, M. A.; Moura, C.; Tikami. A., 2016. “Total Lightning Flash Detection from Space: A CubeSat Approach”. In: 24th Internacional Lightning Detection Conference, San Diego, California, USA.
- Oraby, Osama A. et. al., (2014). “UASat Solar Array Design and Performance Characteristics”. International Journal of Science, Engineering and Technology Research (IJSETR), Volume 3, Issue 2, February 2014
- Patel, Mukund R. “Spacecraft Power Systems”. 1st ed. Boca Raton: CRC Press, 2005 658p.
- Shekoofa, O. & Karbasian, S., 2013. “Design Criteria for Electrical Power Subsystem’s Topology Selection”. 978-1-4673-6396-9/13/\$31.00 ©2013 IEEE.
- Rocha. S. L., 2010. “Power Control Unit Development Model of the ITASAT University Satellite Energy Supply Subsystem”. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- Sullivan, D. O., 1989. “Satellite power system topologies”. ESA Journal, v.13, p.77-88, 1989b.
- TWIGGS, R., 2008. Origin of CubeSat. In: HELVAJIAN, H.; JANSON, S.W. Small satellite: past, present and future. El Segundo, CA: The Aerospace Press. 2008. p. 151-173.
- Vilela, T.; Brandão, A. Leonardi, R., 2016 “CubeSats e oportunidades para o setor espacial brasileiro” Parc. Estrat. • Brasília-DF • v. 21 • n. 42 • p. 91-114 • jan-jun 2016
- Wertz, J. R., Larson W. J., 1999. “Space Mission Analysis and Design”. Microcosm, 976 pp; 3rd edition. p.407-427
- XTJ_Prime_Data_Sheet. Disponível em: https://www.spectrolab.com/photovoltaics/XTJ-Prime_Data_Sheet.pdf. Acessado em 24/06/2019