



# Projeto Preliminar de Painel Solar e Dimensionamento de Bateria de um CubeSat 3U para Detecção de Raios

PAULA, E. S. F.<sup>1</sup>, MAGALHÃES, R. O.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil  
Aluna de Mestrado do curso de Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais - CSE.

<sup>2</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil  
Divisão de Eletrônica Aeroespacial (DEA)

nanyferreira@yahoo.com.br

---

**Resumo.** Este artigo apresenta o projeto preliminar de um painel solar e o dimensionamento de bateria de um CubeSat 3U para detecção de raios. 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 painel projetado visa atender de forma eficiente as necessidades de energia dos subsistemas durante a luz do dia (sunlight) e durante o eclipse. O projeto apresentado neste trabalho é aplicado a um CubeSat 3U em órbita LEO. O orçamento de potência, área e a massa do painel solar são apresentados. Apresenta-se também uma estimativa de número de células solares, necessárias, para o painel solar e por fim é calculado o tamanho ideal da bateria para os períodos de eclipse.

---

**Palavras-chave:** Painel Solar; Célula solar; Bateria;

## 1. Introdução

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].

As órbitas dos satélites variam dependendo da missão e são classificadas de várias maneiras. Neste projeto em questão o painel solar será aplicado a um CubeSat para detecção de raios que será lançado em uma órbita terrestre baixa (*Low Earth Orbit - LEO*).

Os CubeSats, assim como satélites de médio e grande porte, são constituídos de subsistemas tais como computador de bordo, telemetria e comando, suprimento de energia, controle de atitude e carga útil (*Payload*).

O subsistema de suprimento de energia (*Electrical Power Subsystem - EPS*) é um subsistema vital para qualquer satélite, sendo responsável por gerar, armazenar, condicionar e distribuir

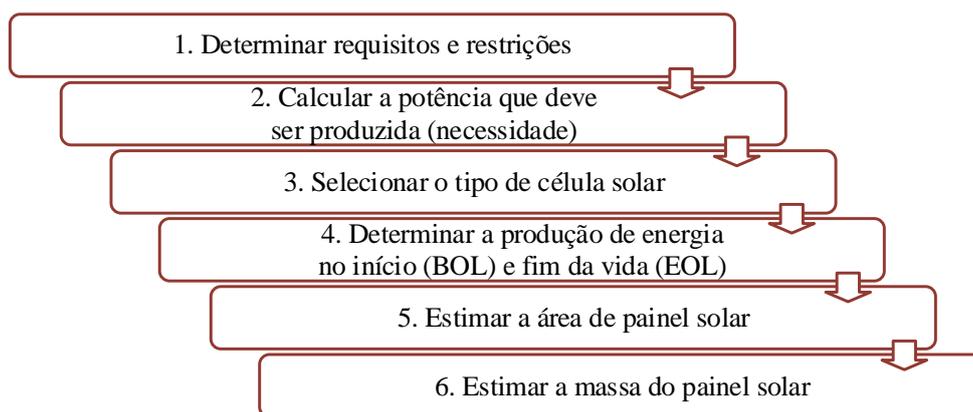


a energia necessária para o bom funcionamento de todos subsistemas durante a sua missão [Wertz & Larson, 1999].

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].

O *design* do subsistema de suprimento de energia envolve algumas questões e dificuldades no que diz respeito as limitações de área para os painéis solares em relação a energia que o mesmo deverá gerar, a capacidade de armazenamento das baterias para suprir os consumos durante os períodos de eclipse até o fim de vida, o sistema de controle e distribuição para os demais subsistemas e o alto custo dos componentes.

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]. O *design* do painel solar depende do orçamento de potência (*budget*), tipo de órbita e do tipo de estabilização (*spin* ou 3 eixos). Por exemplo, se o *budget* de potência aumentar o painel solar do CubeSat deverá ser estendido/desdobrado (*Deployment*), em forma de asa. Há vários tipos de células solares sendo as mais comuns as células de silício e Arsenieto de Gálio (GaAs), entretanto as células de Arsenieto de Gálio apresentam maior eficiência.



**Figura 1. Processo para o *design* do painel Solar.**

**[Fonte: Adaptado de: Wertz & Larson, 1999]**

Este artigo está organizado da seguinte forma: a Seção 2 apresenta os detalhes do projeto do painel solar e o cálculo do dimensionamento das baterias. Os resultados são apresentados na seção 3. A conclusão é descrita na seção 4.



### 2.a Projeto do Painel Solar

Para os satélites em órbita terrestre, os painéis solares fotovoltaicos devem ser projetados de forma que possam atender as necessidades de energia dos subsistemas durante a luz do dia (*sunlight*) e durante os períodos de sombra (eclipse) [Wertz & Larson, 1999]. O estudo de caso deste trabalho é um CubeSat 3U para detecção de raios, previsto para operar em uma órbita LEO, 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 de 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° azimute e +50° zênite. A Tabela 1 apresenta os parâmetros orbitais.

**Tabela 1. Parâmetros orbitais CubeSat 3U. [Fonte: Adaptado de Nacarrato, 2016]**

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

O balanço de potência é a relação da potência média necessária durante *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*).

A partir dos dados fornecidos pelos desenvolvedores e fabricantes dos módulos, pode-se construir a Tabela 2, que apresenta uma estimativa de *budget* de potência para o CubeSat, de acordo com os modos de operação. Não há informações sobre o ciclo de trabalho de cada subsistema.



Tabela 2. Estimativa *Budget* de Potência para CubeSat 3U. [Fonte: autores, 2019]

Subsistema	Equipamento	Modos de Operação		
		Standby*	Nominal Não Imageando	Nominal Imageando
		Potência (mW)	Potência (mW)	Potência (mW)
EPS	Painel 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%) (mW)			7710	

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

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

- Constante solar de  $1367 \text{ W/m}^2$ .
- A potência consumida durante o dia ( $P_d$ ) e eclipse ( $P_e$ ) é de 7710 mW.
- Assume-se uma topologia de transferência direta de energia (*Direct Energy Transfer – DET*), onde a eficiência do subsistema de energia será:  $X_e = 0,65$  e  $X_d = 0,85$ . As eficiências do DET são cerca de 5% a 7% maiores do que o PPT (*Peak Power Tracking*), porque o rastreamento da potência de pico requer um conversor de energia entre os painéis e as cargas [Wertz & Larson, 1999].
- Degradação inerente ( $I_d$ ) é de 0,77.
- A degradação por ano das células solares de tripla junção XTJ Prime é de 0,5%.

Etapas para o projeto do painel solar:

### A. Seleção do Tipo de Célula Solar

Foram analisadas três modelos de células solares: XTJ Prime (Spectrolab), CJ28 e CJ30 (CESI), e 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 cm<sup>2</sup> e baixa degradação (0,5%). A Tabela 3, apresenta as características da célula XTJ Prime.



Tabela 3. Características da Célula Solar XTJ Prime30 [Fonte: Datashhet XTJ Prime Spectrolab]

Parâmetro	Valor BOL
Efficiency <sub>mp</sub>	30,7%
V <sub>oc</sub> (V)	2,720
J <sub>sc</sub> (mA/cm <sup>2</sup> )	18,0
V <sub>mp</sub> (V)	2,406
J <sub>mp</sub> (mA/cm <sup>2</sup> )	17,5

### B. Estimar a capacidade de potência produzida pelo painel solar

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* ( $T_d$ ) e eclipse ( $T_e$ ). A potência de painel solar é obtida por (1):

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

### C. Estimar a 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 ( $\eta$ ) de 30,7 % a potência de saída, para um a constante solar de 1367 W/m<sup>2</sup>, será (2):

$$P_O = 0,307 * 1367 = 419,669 \text{ W/m}^2 \quad (2)$$

### D. Estimar a potência de saída necessária no início de vida (Begin of life - BOL)

A potência de saída necessária para o começo de vida ( $P_{BOL}$ ) é calculada por (3):

$$P_{BOL} = P_O \cdot I_d \cdot \cos\theta = 419,669 * 0,77 * \cos 50^\circ = 311,8240 \text{ W} \quad (3)$$

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

### E. Estimar a potência de saída necessária no fim de vida (End of life - EOL)

A degradação por tempo de vida ( $L_d$ ), é calculada por (4):

$$L_d = \left(1 - \frac{\text{degradação}}{\text{ano}}\right)^{\text{vida do satélite}} = (1 - 0,005)^{0,5} = 0,99749 \quad (4)$$

A potência de saída para o fim de vida é dada por (5):

$$P_{EOL} = P_{BOL} \cdot L_d = 311,8240 * 0,999749 = 311,0435 \text{ W} \quad (5)$$



### F. Estimar a área do painel solar

O cálculo da área total de painel solar é a razão entre a potência do painel solar e a potência de saída no fim de vida. Desta forma a área total é de (6):

$$A_{sa} = \frac{P_{sa}}{P_{EOL}} = \frac{14}{311,0435} = 0,04501 \text{ m}^2 = 450,01 \text{ cm}^2 \quad (6)$$

### G. Estimar a massa do painel solar

Considerando uma performance específica de 25 W/Kg temos que a massa estimada para o painel solar será (7):

$$M_{sa} = \left(\frac{1}{25}\right) P_{sa} = \left(\frac{1}{25}\right) 14 = 0,56 \text{ Kg} = 560 \text{ g} \quad (7)$$

### H. Dimensionamento do Painel Solar

Esta etapa consiste em determinar o número de células em série (*strings*) e quantas *strings* em paralela, serão necessárias para compor o painel solar. Os dados da célula solar XTJ Prime como: a potência da célula ( $P_{mcell} = 1,088 \text{ W}$ ), corrente da célula é  $I_{mcell} = 17.4 \text{ mA/cm}^2$  (452,4 mA para  $26\text{cm}^2$ ) e a tensão da célula é  $V_{cell} = 2,406 \text{ V}$ , são utilizados neste dimensionamento, onde a tensão de barramento estimada ( $V_{bus}$ ) é 14 Vdc e a corrente de painel ( $I_{sa} = 1\text{A}$ ). Utilizando a potência do painel solar ( $P_{sa} = 14 \text{ W}$ ), o número de células solares necessárias será (8):

$$N = \frac{P_{sa}}{P_{cell}} = \frac{14}{1,088} = 12,862 \cong 13 \text{ células} \quad (8)$$

O número de células em série ( $N_s$ ) é determinado por (9):

$$N_s = \frac{V_{bus}}{V_{cell}} = \frac{14}{2,406} = 5,818 \cong 6 \text{ células} \quad (9)$$

O número de *strings* em paralelo ( $N_p$ ) é determinado por (10):

$$N_p = \frac{I_{sa}}{I_{cell}} = \frac{1}{0,4524} = 2,210 \cong 3 \text{ strings} \quad (10)$$

O projeto final do painel solar terá 3 *strings* com 6 células em série somando um total de 18 células. A capacidade de geração de cada *string* é de 14,436 Volts.

### 2.b Dimensionamento da Bateria

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 subsistema do satélite durante os períodos de eclipse e situações de pico de consumo, como comunicação com a estação terrena.

O processo de dimensionamento da bateria segue as seguintes etapas:

### A. Seleção do tipo de baterias secundárias:

As principais baterias secundárias utilizadas em ambiente espacial são: níquel-cádmio (NiCd), níquel-hidrogênio (NiH<sub>2</sub>), níquel-metal-hidreto (NiMH), lítio-íon (Li-Ion) e lítio-polímero (Li-poly) [Patel, 2005] [Wertz & Larson, 1999].

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 2. Nas baterias de polímero de lítio a densidade de energia é cerca de 3 vezes melhor que o NiCad e NiH<sub>2</sub> [Rocha, 2010].

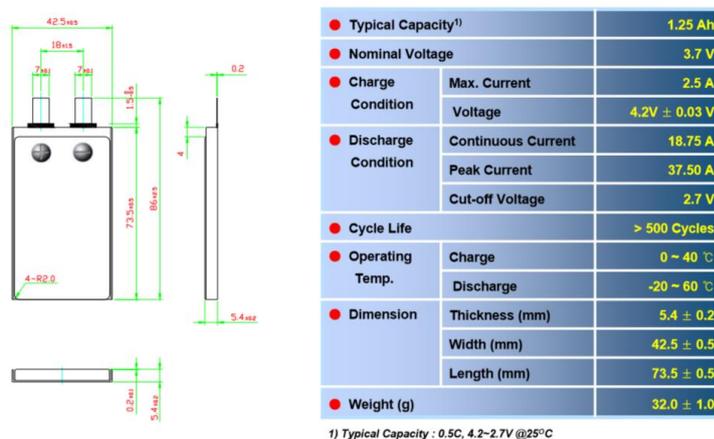


Figura 2. Especificação célula da bateria SLPB 554374H [Fonte: Datasheet SLPB 554374H da Kokam]

### B. Determinação do número de células necessárias na bateria:

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 por [Oraby et. al., 2014] (11):

$$N = \frac{V_{bus}}{V_{batt\ cell}} = \frac{14}{3,7} = 3,783 \cong 4\ cells \quad (11)$$

A tensão de barramento da bateria ( $V_{busbat}$ ) é calculada por (12):



$$V_{busbat} = N * V_{cell} = 4 * 3,7 = 14,8 V_{dc} \quad (12)$$

### C. Cálculo da capacidade de armazenamento total da bateria:

A capacidade de armazenamento da bateria é calculada por (13):

$$C_r = \frac{P_{sa} * T_e}{DOD * V_{busbat}} = \frac{14 * (26,18/60)}{0,30 * 14,8} = 1,411 Ah \quad (13)$$

Considerando uma profundidade de descarga de bateria (Deep of Discharge – DoD) de 30%.

A capacidade da bateria em Watts por hora é dada por (14):

$$C_{r1} = C_r * V_{Busbat} = 1,411 * 14,8 = 20,88 Wh \quad (14)$$

### D. Cálculo da estimativa de massa das baterias:

A estimativa de massa das baterias pode ser calculada por [Oraby et. al., 2014] (15):

$$M_{Bat} = \frac{C_{r1}}{E_d} = \frac{20,88 Wh}{140 Wh/Kg} = 0,14916 Kg = 149,16 g \quad (15)$$

Onde a densidade de energia específica (Ed) é igual a 140 Wh/Kg.

## 3. Resultados e Discussão

A missão CubeSat de estudo será bem-sucedida se o subsistema de suprimento de energia do mesmo, for capaz de gerar e armazenar a energia para o tempo de vida da missão, fornecendo energia para consumo da plataforma e cargas úteis. É apresentado um projeto de painel solar para um CubeSat 3U para detecção de raios. A área total do painel solar é estimada em 450 cm<sup>2</sup> e sua massa é de aproximadamente 560 g. Cada face de um CubeSat 3U (10x10x30cm) tem 300 cm<sup>2</sup>, sendo a área de cada célula 26 cm<sup>2</sup>, uma *string* com 6 células ocupará 156 cm<sup>2</sup>. Neste projeto utilizamos 18 células solares em um arranjo de 3 *strings* com 6 células, com área total de 468 cm<sup>2</sup>. O controle de estabilização do CubeSat não é por rotação (*spin*), isso impede que o painel solar seja, totalmente, montado ao seu corpo, considerando que apenas uma face estaria recebendo radiação solar. Por se tratar de estabilização em 3 eixos, o painel solar deverá ter um sistema de abertura (*deployment*), permitindo assim estender a área de painel além da capacidade da estrutura 3U, como ilustrado na Figura 3. O painel utiliza células solares de junção tripla com alta eficiência. O sistema de armazenamento de energia, será composto por baterias de polímero de lítio.



Figura 3. Ilustração Painel Solar para o CubeSat 3U. [Fonte: Adaptado de Clayde Space]



#### **4. Conclusão**

Esse artigo é o início de um esforço contínuo, cujo objetivo final será o desenvolvimento de um protótipo que possa ser desenvolvido e que permita sua utilização em uma variedade de nanosatélites com capacidade de gerenciamento de energia compatível para uma plataforma CubeSat de 3 U.

***Agradecimentos:** Agradeço ao INPE, ao meu orientador Prof. Dr. Renato Oliveira de Magalhães e ao servidor Luiz Celso Gomes Torres pelo suporte técnico e teórico para desenvolver esse trabalho.*

#### **Referências**

- Cell Specification Data, SLPB 554374H, Kokam Co., Ltd. Disponível em: <http://www.houseofbatteries.com/documents/SLPB554374H.pdf>. Acessado em: 25/06/2019
- Centro De Gestão e Estudos Estratégicos – CGEE, (2018). “CubeSats. Resumo executivo” Brasília, DF: 2018. ISBN: 978-85-5569-142-3, 46P.
- Nacarrato, 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. (2005). “Spacecraft Power Systems”. 1st ed. Boca Raton: CRC Press, 2005 658p.
- 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.
- 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](https://www.spectrolab.com/photovoltaics/XTJ-Prime_Data_Sheet.pdf). Acessado em: 24/06/2019