



## Estudo Comparativo de Sistemas de Suprimento de Energia em Órbitas LEO e GEO

Rodrigo Nascente Schmitt<sup>1</sup>, Antônio Bertachini de Almeida Prado<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais  
Aluno de Mestrado do curso de Engenharia e Tecnologias Espaciais - ETE.

<sup>2</sup>Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, SP, Brasil

rodrigo.schmitt@alumni.usp.br

---

**Resumo.** *No projeto do subsistema de suprimento de energia de um satélite, diversos fatores devem ser levados em conta para prever suas necessidades energéticas durante seu ciclo de vida, entre elas o tipo de órbita da missão. Este trabalho visa comparar o estado da arte das componentes de tal subsistema em órbitas terrestres baixas e geoestacionárias. Assim, foram encontradas diferenças fundamentais na caracterização de massa do subsistema de energia de acordo com a órbita escolhida, bem como no projeto de baterias e de fontes primárias de energia.*

---

**Palavras-chave:** Painel solar; Bateria; Subsistema de energia; Caracterização de células solares.

### 1. Introdução

O subsistema de suprimento de energia (*Electric and Power Subsystem*, ou EPS) de um satélite é responsável por prover seus demais subsistemas com a energia necessária para executar suas funções vitais. Essa energia é coletada dos painéis solares, que produzem energia quando estão expostos a radiações solares diretas ou a radiações indiretas de albedo. Esse subsistema é ainda responsável por controlar a utilização dessa energia produzida e armazenada, convertendo voltagens e distribuindo para as componentes corretas do satélite.

A altitude da órbita do satélite, por sua vez, possui influência direta na operação do seu subsistema de energia. Órbitas geoestacionárias possuem diferentes exposições à luz solar em relação a órbitas terrestres baixas, por exemplo, o que torna necessário um dimensionamento particular para cada um dos casos. Em órbita, o satélite passa regularmente pela sombra da Terra, logo as radiações capturados pelas células solares podem não ser suficientes para gerar a energia elétrica necessária para seu funcionamento. Além disso, mesmo à luz do dia, as comunicações podem precisar de mais energia do que a saída dos painéis solares. O EPS, portanto, precisa ter as baterias selecionadas cuidadosamente para armazenar energia suficiente para os eclipses e demandas de pico.

Órbitas terrestres baixas (*Low Earth Orbits*, ou LEO) são frequentemente adotadas para observação da Terra, e suas missões possuem altitude entre 160 a 2.000 km e duração típica de 88 a 127 minutos por órbita. Em um tempo de vida da missão de 7 anos, há cerca de 37.000



ciclos de carga e descarga pela bateria, com profundidade máxima de descarga (*Depth of Discharge*, ou DoD) de 20% (GRAAF, 2010). Seus eclipses possuem alta variabilidade de acordo com a seleção da órbita, com duração de cerca de 20 a 35 minutos, podendo chegar a 40% da missão (LEMPEREUR, 2017).

Órbitas geoestacionárias (*Geostationary Orbits*, ou GEO), por outro lado, são usadas tipicamente para telecomunicações e satélites meteorológicos, e suas missões possuem altitude de 35.786 km e duração de 24 horas por órbita. Em um tempo de vida da missão de 15 anos, há cerca de 1.350 ciclos de carga e descarga pela bateria, com profundidade máxima de descarga de 80% (GRAAF, 2010). Seus eclipses possuem duração de cerca de poucos a 75 minutos, correspondendo a menos de 1% da missão (LEMPEREUR, 2017).

Com isso, podemos elencar alguns fatores que influenciam diretamente na demanda energética de um satélite. Em primeiro lugar, o perfil da missão e os eclipses envolvidos nela a influenciam diretamente. Segundo, o payload dita uma parte considerável dessa demanda; uma missão científica, por exemplo, requer quantidades de energia diferentes de uma missão militar de vigilância. Por último, as restrições de atitude direcionam diretamente o dimensionamento das fontes primárias e secundárias, com impactos na duração dos eclipses, fluxo solar e definição de atitudes de recuperação e segurança do satélite.

Para o presente trabalho, foram escolhidos dois satélites como estudo de caso das componentes principais do EPS em órbitas LEO e GEO: o Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas (SGDC), lançado em 2017, e o Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres 4A (CBERS-4A), lançado em 2019. Suas características gerais estão descritas na Tabela 1.

**Tabela 1. Características técnicas dos satélites SGDC-1 e CBERS-4A (INPE, 2019) (ARIANESPACE, 2017).**

Característica	SGDC-1	CBERS-4A
Massa total [kg]	5735	1730
Potência gerada [W]	11000	2100
Taxa de dados [Mbps/s]	58000	900
Vida útil projetado [anos]	18	5
Altitude [km]	35.787,7	628,6
Dimensão do corpo do satélite (m)	7,1 x 2,2 x 2,0	1,8 x 2,0 x 2,6
Custo [bi R\$]	2,78	0,18

O SGDC foi um programa do Governo Federal com o objetivo de prover, como parte do Plano Nacional de Banda Larga, cobertura de serviços de Internet a 100% do território nacional de forma a promover a inclusão digital para todos os cidadãos brasileiros, além de fornecer um meio seguro e soberano para as comunicações estratégicas do governo brasileiro. O programa visou, ainda, adquirir tecnologias críticas para a indústria espacial brasileira, permitindo à indústria tomar posições cada vez mais importantes no futuro dos programas espaciais brasileiros (ARIANESPACE, 2017).

Já o programa CBERS, por sua vez, forneceu imagens via satélites para monitorar o meio ambiente, verificar desmatamentos, desastres naturais, a expansão da agricultura e das cidades, entre outras aplicações. O acordo entre Brasil e China permitiu a distribuição global dos dados



CBERS, com o objetivo de proporcionar a países em desenvolvimento os benefícios do uso de imagens de satélites (PRATES, 2015).

Nos resultados, também são trazidas informações de outros satélites para melhor descrever o subsistema de suprimento de energia durante órbitas LEO e GEO.

## 2. Metodologia

Este trabalho consiste em uma revisão bibliográfica, portanto a metodologia utilizada foi reunir informações relevantes a respeito de cada parte do subsistema de suprimento de energia de satélites em órbitas geoestacionárias e baixas.

## 3. Resultados e Discussão

Primeiramente, são apresentadas informações gerais a respeito do EPS em termos de fração de massa de diferentes satélites encontrados na literatura. A Tabela 2 descreve tais informações para o satélite TELECOM 2, cuja órbita é GEO, enquanto as Tabelas 3 e 4 referem-se aos satélites DEMETER e Jason 1, respectivamente, ambos em missões científicas com órbitas LEO.

**Tabela 2. Frações de massa destinadas ao EPS no satélite TELECOM 2 (LEMPEREUR, 2017).**

TELECOM 2	Massa (kg)	Fração da massa do satélite
Massa (sem propelente)	1100	100 %
Subsistema de Potência	43	4 %
Distribuição	21	2 %
Bateria NiH2	132	12 %
Painéis Solares	100	9 %
Subsistema de Energia (total)	296	27 %

**Tabela 3. Frações de massa destinadas ao EPS no microsatélite DEMETER (LEMPEREUR, 2017).**

DEMETER	Massa (kg)	Fração da massa do satélite
Massa (sem propelente)	110	100 %
Subsistema de Potência	6.5	6 %
Bateria Íon-Li	4	4 %
Painéis Solares	6.5	6 %
Subsistema de Energia (Total)	17	16 %

Percebe-se, pelas tabelas, que não há uma alta dependência para a fração de massa total do EPS com respeito apenas ao tipo de órbita. Os satélites TELECOM 2 e Jason 1, apesar de estarem em órbitas diferentes, destinam a mesma fração ao subsistema de energia, de 27%. Apesar disso, o tipo de bateria usado influencia consideravelmente na massa (variando de 4% a 12% nos exemplos mostrados), e depende diretamente do tipo de órbita da missão.

As baterias mais utilizadas em satélites são as de Níquel (Ni) e Lítio (Li). As baterias de Níquel-Hidrogênio (Ni-H2) e Níquel-Cádmio (Ni-Cd) costumavam ser bastante usadas em missões GEO e LEO, respectivamente, mas não costumam mais ser aplicadas em designs atuais. As



**Tabela 4. Frações de massa destinadas ao EPS no satélite Jason 1 (LEMPEREUR, 2017).**

Jason 1	Massa (kg)	Fração da massa do satélite
Massa (sem propelente)	472	100 %
Subsistema de Potência	10	2 %
Distribuição	29	6 %
Bateria NiCd	45	10 %
Painéis Solares	42	9 %
Subsistema de Energia (Total)	126	27 %

de Lítio, por sua vez, são tipicamente de Íon-Lítio, amplamente usadas em designs atuais tanto em órbitas terrestres baixas quanto em órbitas geoestacionárias, com densidade de energia bem maior que aquelas baseadas em Níquel (GRAAF, 2010). Uma comparação quantitativa desses três tipos de bateria é apresentada na Tabela 5.

Fica evidente, portanto, pela Tabela 5, que as baterias de Íon-Lítio possuem uma razão energia/massa maior que as baterias de Níquel, assim como eficiência energética. Pode-se ainda reparar que a bateria de Ni-Cd tem duração de vida em GEO de apenas 7 anos, enquanto as missões em tal altitude requerem cerca de 15 anos de operação, o que evidencia o seu uso mais propício em LEO. O satélite CBERS-4A, como nosso estudo de caso de órbitas LEO, utilizou-se de baterias de NiCd, como poderia-se esperar. Já o satélite SGDC-1, representando órbitas GEO neste trabalho, utilizou-se de baterias de Íon-Li, o que também condiz com os resultados encontrados.

**Tabela 5. Características de modelos de bateria NiCd, NiH2 e Íon-Li (LEMPEREUR, 2017). DoD = *Depth of Discharge*.**

	NiCd	NiH2	Íon-Li
Energia/kg (Wh/kg)	30-40	55-65	100-130
Temperatura de operação (°C)	[-5, 15]	[0, 10]	[15, 25]
Eficiência energética	75%	75%	90%
Duração de vida em GEO	7 anos (50 % de DoD)	15 anos (80 % de DoD)	15 anos (80 % de DoD)
Duração de vida em LEO	10 anos (15 % de DoD)	5 anos (40 % de DoD)	7 anos (30 % de DoD)

Outras duas baterias populares para uso satelital, de manufatura europeia, são a SAFT (*La Société des Accumulateurs Fixes et de Traction*), baseada em Níquel, e a ABSL, baseada em íons de Lítio. A primeira é dedicada para o uso espacial, com as células montadas em paralelo ou em série e pesando 1,1 kg cada, e seu uso principal são missões longas (15 anos) e portanto em órbitas GEO. Já a ABSL foi desenvolvida comercialmente, e suas células também são montadas em série ou paralelo, mas pesam apenas 42 g cada. Suas missões são mais curtas (menos de 7 anos), logo é destinada para órbitas LEO. A Tabela 6 compara os dois tipos com dados técnicos de modelos de cada. As Figuras 1 e 2 mostram modelos de baterias SAFT e ABSL, respectivamente.



Figura 1. Exemplo de bateria SAFT, modelo VL51ES (SAFT, ).

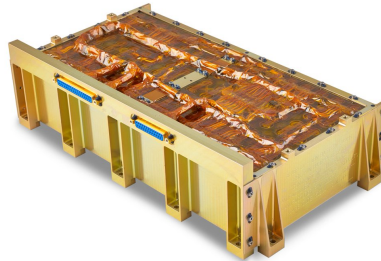


Figura 2. Exemplo de bateria ABSL (NASA\_TESS, 2016).

Algumas características notáveis na Tabela 6 são o fato de a capacidade energética de ambas ser bastante próxima no final de sua operação, mas bem distantes no início. Isso ocorre por conta da degradação das baterias ABSL Sony 18650 ser mais de três vezes maior que a das baterias SAFT VES180, o que acarreta em uma perda significativa chegando ao EOL. Repara-se, ainda, que apesar do peso bem menor das células individuais do tipo ABSL, a massa da bateria neste caso é maior por conta da quantidade de células em paralelo (36 vezes maior que a SAFT).

Em relação às fontes de energia, também há distinções bastante relevantes quanto ao tipo de órbita da missão. As fontes primárias se dão normalmente na forma de células solares, e são impactadas diretamente quanto à sua eficiência de acordo com a órbita. Alguns tipos comuns de

**Tabela 6. Características de modelos de bateria SAFT e ABSL, usados em órbitas GEO e LEO, respectivamente (GRAAF, 2010). EOL = *End of Life*, BOL = *Beginning of Life*.**

	SAFT VES180	ABSL Sony 18650
Massa da bateria	42.5 kg	52 kg
Capacidade energética total (EOL)	4188 Wh	4141 Wh
Degradação da capacidade	9.3%	29%
Capacidade energética total (BOL)	4617 Wh	5832 Wh
Número de células em série	9	10
Número de células em paralelo	3	108
Capacidade energética por célula (BOL)	171 Wh	5.4 Wh



Tabela 7. Quadro comparativo de tecnologias de células solares em GEO e LEO(NOVAIS, ). CIC = Células + Interconexões e cobertura de vidro.

Tecnologia da Célula Solar	Eficiência EOL a 28°C (%)	Eficiência EOL em Órbita (%)	CIC (W/kg)	Painel Solar (W/kg)
<i>GEO (60°C)</i>				
Si de alta eficiência	14.1	12.5	261	75
2J	20.9	20.0	219	95
3J	23.9	22.6	248	108
<i>LEO (80°C)</i>				
Si de alta eficiência	13.4	10.6	221	63
2J	19.7	18.1	199	86
3J	22.6	20.3	223	97

célula solar são as de Silício de alta eficiência e as células multijunção, como a de dupla junção (2J) e tripla junção (3J), onde cada junção como uma “janela” que absorve parte do espectro e deixa passar as restantes para a outra junção, aproveitando melhor a radiação incidente. A Figura 3 apresenta um modelo de célula solar de tripla junção.

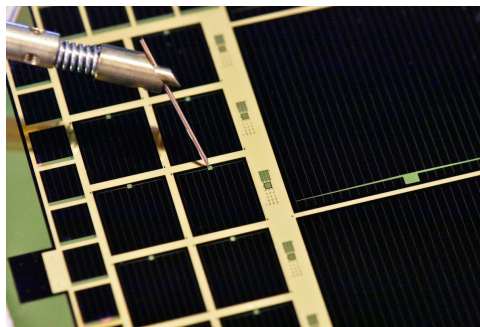


Figura 3. Exemplo de célula de tripla junção (BREUNIG, 2018).

Percebe-se, pela Tabela 7, que para uma mesma tecnologia de célula solar, tanto a eficiência-base a 28°C quanto a eficiência no final de vida em órbita e a potência por massa são reduzidas no caso de órbitas LEO. Isso acontece por conta dos eclipses mais expressivos nas órbitas LEO, além de outros fatores, que reduzem a eficiência das células em comparação com as órbitas GEO. É também evidente que as células de tripla junção superam as de dupla junção em todos os parâmetros apresentados (eficiência e densidade energética), que por sua vez superam as células monojunção de Silício. Não surpreendentemente, portanto, as células de tripla junção de alta eficiência energética foram as escolhidas para o satélite CBERS-4A.

#### 4. Conclusão

Em suma, este trabalho analisou diferentes partes do subsistema de suprimento de energia de satélites de modo a comparar como o tipo de órbita influencia quantitativamente em cada parâmetro.

Em termos de massa, os exemplos encontrados evidenciaram como não há uma correlação clara entre a órbita e a fração de massa destinada a cada parte do EPS. As baterias, por exemplo, correspondem a 4% da massa total do satélite DEMETER, em LEO, 10% da massa do satélite Jason 1, também em LEO, e 12% da massa do TELECOM 2, em GEO.





Já para o tipo de bateria usado, conclui-se que há sim uma dependência forte da órbita. Baterias de NiCd não são próprias para missões em órbitas geoestacionárias, visto que sua duração de vida é curta demais para tal. Por outro lado, baterias de NiH<sub>2</sub> funcionam bem neste tipo de missão, mas, ao contrário de baterias NiCd, não cabem em missões de órbita baixa. As de íon de Lítio, por sua vez, funcionam nos dois tipos de missão.

Ao comparar tecnologias de células solares em GEO e LEO, chegou-se à conclusão de que órbitas GEO possuem maior eficiência independente da tecnologia utilizada, devido à sua susceptibilidade menor a eclipses. Nessa análise, notou-se ainda que células de tripla junção são mais eficientes que células de dupla junção, que por sua vez desempenham melhor que células monojunção.

## Referências

- ARIANESPACE. Arianespace to launch two telecom satellites for brazil and south korea. In: . [S.l.: s.n.], 2017. Acesso: 06/05/2021.
- BREUNIG, T. *Triple Junction Solar Cell Achieves 37.7% Efficiency*. 2018. (<https://www.cleantechconcepts.com/2018/04/triple-junction-solar-cell-achieves-37-7-efficiency/>). Acesso: 10/05/2021.
- GRAAF, H. de. Electric power subsystems in satellites. In: *Symposium Advanced Battery Technology in Automotive and Aerospace Helmond*. [S.l.: s.n.], 2010.
- INPE. *CBERS 4 a 4A: Dados técnicos, lançamento, combinação de bandas, download entre outros*. 2019. (<https://forest-gis.com/2019/12/novo-satelite-do-tipo-cbers-e-lancado-com-sucesso-na-china.html/>). Acesso: 08/05/2021.
- LEMPEREUR, V. Electrical power systems. In: . [S.l.]: Thales Alenia Space, 2017.
- NASA.TESS. *NASA.TESS battery from ABSL in Longmont CO will power our spacecraft*. 2016. ([https://twitter.com/nasa\\_tess/status/698861388425535488](https://twitter.com/nasa_tess/status/698861388425535488)). Acesso: 10/05/2021.
- NOVAIS, A. F. Seminário cse-200-4. In: . [S.l.: s.n.].
- PRATES, I. *Brasil e China concluem proposta do novo satélite Cbers-4A*. 2015. (<https://mundogeo.com/2015/04/22/brasil-e-china-concluem-proposta-do-cbers-4a/>). Acesso: 06/05/2021.
- SAFT. *VL51ES battery*. (<https://www.saftbatteries.com/products-solutions/products/vl51es-battery>). Acesso: 10/05/2021.