

**USO ESPACIAL DE PAINÉIS SOLARES E BATERIAS NO SUPRIMENTO DE
ENERGIA ELÉTRICA DE PEQUENOS SATÉLITES -
SPATIAL USE OF SOLAR PANELS AND BATTERIES IN SMALL SATELLITE'S
ELECTRIC POWER SUPPLY**

Nilton César da Costa Carrace*
Rita de Cássia Formigon Gomes**
Dr. José Carlos Miranda Grizendi***

RESUMO

Satélites artificiais são grandes aliados para fornecimento de dados para estudos e melhorias da vida em sociedade. São equipamentos caros e que devem funcionar pelo maior tempo possível. Nanosatélites são pequenos satélites desenvolvidos, geralmente, em universidades, com intuito de fomentar o interesse por missões espaciais. O subsistema de suprimento de energia elétrica é composto basicamente, por células fotovoltaicas, baterias e conversores de tensão, e é o responsável por manter o perfeito funcionamento dos demais subsistemas dos satélites. Para tanto, deve ser projetado considerando fatores como irradiância na órbita determinada, temperatura, capacidade de geração de energia das células fotovoltaicas utilizadas, capacidade das baterias e potência das cargas úteis. Um melhor desempenho na geração de energia se dá pelo rastreamento de máximo ponto de potência, que ajuda a extrair o máximo de potência possível das células. Esse algoritmo é implementado junto ao conversor que converte o nível de tensão dos módulos solares. Os conversores de tensão são fundamentais para a operação dos demais subsistemas e das cargas conectadas. Esses conversores transformam os níveis de tensão para alimentar cargas com tensões diferentes daquela gerada ou fornecida pela bateria. A bibliografia estudada destaca pontos importantes e fornece dados para a simulação de um circuito, que mesmo simplificado, consegue mostrar o funcionamento de um sistema de energia, com tensão e corrente constantes nas cargas, sejam elas alimentadas pelas células fotovoltaica ou pelas baterias. Utilizar uma simulação antes da construção, permite estudar o sistema, identificar falhas, melhorias e analisar custos antes da implementação.

Palavras-chave: Suprimento de energia. Pequenos satélites. Conversores.

ABSTRACT

Artificial satellites are great allies for providing data for studies and improvements for life in society. They are expensive equipment and must work for as long as possible. Nanosatellites are small satellites usually developed at universities, with the aim of promoting interest in space missions. The electric power supply subsystem is composed, basically, of photovoltaic cells, batteries and voltage converters, and is responsible for maintaining the perfect functioning of the other satellite subsystems. Therefore, it must be designed considering factors such as irradiance in the given orbit, temperature, power generation capacity of the photovoltaic cells used, battery capacity and payload power. Better performance in power generation is provided by maximum power point tracking, which helps extract as much power as possible from

* Rede de Ensino Doctum – Unidade Juiz de Fora – ncarrace@gmail.com

** Rede de Ensino Doctum – Unidade Juiz de Fora – aluno.rita.gomes@doctum.edu.br

*** Rede de Ensino Doctum – Unidade Juiz de Fora – prof.iose.arizendi@doctum.edu.br – Orientador

the cells. This algorithm is implemented together with the converter that converts the voltage level from the solar modules. Voltage converters are essential for the operation of other subsystems and connected loads. These converters transform voltage levels to supply loads with voltages different from that generated or supplied by the battery. The studied bibliography highlights important points and provides data for the simulation of a circuit, which, even when simplified, can show the operation of an power system, with constant voltage and current in the loads, whether powered by photovoltaic cells or batteries. Using a simulation before construction allows you to study the system, identify flaws, improvements and analyze costs before implementation.

Keywords: Power supply. Small satellites. Converters.

1 – Introdução

Satélites artificiais fornecem uma enorme quantidade de dados que são usados para diversos fins, e a exploração espacial é essencial no entendimento do universo, dos fenômenos naturais, desenvolvimento e aprimoramento de tecnologias, comunicação, meteorologia, biologia, sendo muito significativo o uso de satélites para a coleta de dados e estudos dos temas citados. Por isso, desenvolver e melhorar as tecnologias de fornecimento de energia para satélites é vital.

Os satélites têm seu funcionamento dependente da energia elétrica fornecida por módulos solares. Esses módulos são coletores de energia que são capazes de transformar a energia fornecida pelo sol em elétrica ou térmica. A energia elétrica é armazenada em baterias e distribuídas para os demais subsistemas. O subsistema de suprimento de energia gerencia a carga das baterias e distribui potência elétrica para os outros subsistemas do satélite. A fim de fazer o controle e condicionamento da energia gerada pelos painéis solares, utiliza-se sistemas eletrônicos microcontrolados.

Como resultado da importância do uso de satélites, tem-se o desenvolvimento de sistemas robustos e confiáveis. Sistemas esses dependentes do sistema de suprimento de energia. Se os satélites estão em áreas sem incidência da luz do sol, áreas de eclipse, as baterias são as únicas fontes de energia de todos os outros subsistemas, e devem fornecer energia até que sejam carregadas novamente, sem que a profundidade de descarga prejudique em demasiado o tempo de vida útil das baterias.

Considerando o exposto, o objetivo principal do presente trabalho é avaliar e

comparar os principais sistemas de alimentação elétrica necessários e utilizados atualmente para a operação de pequenos satélites, e tem como objetivos secundários as principais características de baterias de satélites artificiais, subsistemas de energia fotovoltaica que compõem satélites, subsistema de condicionamento e distribuição de energia elétrica em satélites de pequeno porte.

Para explicar sistemas de suprimento de energia elétrica de pequenos satélites, este trabalho traz uma revisão bibliográfica onde a abordagem principal são os sistemas de geração, condicionamento, armazenamento e distribuição de energia elétrica, utilizados atualmente na operação de pequenos satélites no espaço, onde serão abordados artigos acadêmicos, trabalhos de conclusão de cursos, teses, dissertações, periódicos, revistas, em diversos repositórios de universidades com cursos de tecnologias correlatas ao tema principal, e em sites de instituições de referência no assunto, como Observatório de Tecnologias Espaciais, INPE, ITA e NASA.

2 – Referencial teórico

2.1 – Semicondutores e células fotovoltaicas

Considerando a condução de corrente elétrica, pode-se classificar os materiais em condutores, semicondutores e isolantes em que, de forma simplificada, pode-se dizer que os condutores oferecem pouca resistência a passagem de corrente e isolantes oferecem muita oposição, sendo que os semicondutores apresentam tal resistência entre a dos condutores e a dos isolantes (ALVES, 2007).

Em sua maioria, dispositivos eletrônicos possuem junções entre semicondutores ou combinação de semicondutores e condutores. Dependendo da impureza que é introduzida no semicondutor, obtém-se material com excesso de um tipo de portador, sendo denominados de tipo p , quando há muito mais buracos ou lacunas do que elétrons no material, e tipo n quando a dopagem do semicondutor gera uma quantidade maior de elétrons em comparação ao número de buracos. Pode ser utilizado o mesmo material para a junção, denominado homojunção, mesma composição química, ou materiais de naturezas diferentes, chamados de heterojunção (MUKAI *et al*, 2022). A borda onde há o encontro das regiões do tipo p e do tipo n pode ser chamada de junção pn (MALVINO, 2016).

O efeito fotoelétrico é, basicamente, a propriedade de certos materiais de absorverem fótons da luz e liberarem elétrons, esses elétrons são capturados

gerando uma corrente elétrica, usada como fonte de energia.

Em 1839, o físico francês Edmund Becquerel percebeu que alguns materiais, ao serem expostos a luz do sol, produziam uma pequena quantidade de corrente elétrica. Mas foi somente em 1905, que Albert Einstein descreveu as características da luz e do efeito fotoelétrico, recebendo o prêmio Nobel em física, anos depois, por tal trabalho.

A partir dos anos 60, a indústria espacial iniciou as pesquisas para a utilização de células solares para fornecer energia a satélites. Assim, a tecnologia foi se tornando mais estável e o custo diminuindo (KNIER, 2002).

As células solares são produzidas, em grande maioria, do semicondutor silício, podendo ser monocristalino (mono-Si), policristalino (poli-Si) ou de filme fino. As células monocristalinas apresentam um único cristal de silício, sendo mais eficientes (entre 13 e 18%). Os policristalinos são compostos por vários cristais de silício em orientações diferentes. Têm menor custo de produção com relação aos monocristalinos, porém apresentam menor eficiência, em torno de 11 a 16%. Painéis de filme fino são produzidas depositando filmes extremamente finos de materiais com características fotovoltaicas sobre uma superfície de baixo custo, como plástico, vidro, lâmina de aço inoxidável. O custo de produção de células de filme fino são reduzidas pois necessitam de menor quantidade de semicondutores, e a produção é feita de todo o painel em vez de produzir pequenas células. Os painéis de filme fino são compostas pelos seguintes materiais: telureto de cádmio (CdTe); cobre, índio e gálio seleneto (CIS / CIGS) (JUNGLUTH et al., 2009).

A geração fotovoltaica não é linear, variando com a irradiância e temperatura, quanto menor a irradiância e maior a temperatura, menor a eficiência das células solares, portanto extrair a máxima eficiência dos módulos fotovoltaicos se torna uma tarefa complexa. Para auxiliar nisso, são propostas técnicas para encontrar o ponto máximo de potência ou MPP (sigla em Inglês para Maximum Power Point), de cada sistema. Essas técnicas são chamadas de rastreamento de máximo ponto de potência ou MPPT (sigla em Inglês para Maximum Power Point Tracking), que utiliza algoritmos para rastrear o ponto em que as células produzem a maior potência possível (DE BRITO *et al*, 2012).

2.2 – Satélites

Pela definição básica, entende-se que satélites são objetos que orbitam em

torno de um outro, considerado principal, podendo ser naturais, como a Lua, ou artificiais fabricados pelo homem. Esses são lançados por foguetes, enviando uma carga útil ao espaço, e podem orbitar luas, planetas, estrelas, asteroides, cometas e galáxias. Quando sua vida útil acaba, os satélites podem virar lixo espacial, orbitando por tempo indefinido (CUGAT, 2018), ou podem reentrar na atmosfera terrestre.

De acordo com (CUGAT, 2018), desde 1957, já foram lançados mais de 8000 satélites, que são usados em diversas áreas do conhecimento, como observação da Terra, estudos de fenômenos físicos, desenvolvimento de tecnologia, sistemas de navegação e comunicação, defesa, meteorologia, exploração espacial, medicina, astrobiologia.

Os satélites científicos, por exemplo, são utilizados para estudar a estrutura, evolução e composição do universo, entendendo o sistema solar, estudando o nosso Sol e o planeta Terra, além de outros planetas, sendo possível buscar soluções futuras para diversos problemas da existência humana.

Já os de telecomunicação, oferecem à sociedade contemporânea a possibilidade de utilizar *smartphones* em qualquer parte do planeta, assim como internet e GPS.

Os satélites artificiais podem ser de órbita baixa (LEO – Low Earth Orbit) com altitude de até 1000 km, órbita média (MEO – Medium Earth Orbit) com altitude entre 1000 km e 35800 km ou órbita alta (HEO – High Earth Orbit) com mais de 35800 km (GERBER JR, TRALLI, BAJPAI, 2005), e podem ter órbita elíptica ou geoestacionária. Esta última está sempre sobre a linha do Equador e com a mesma velocidade e sentido de rotação da Terra, portanto, satélites com essas características estão sempre acima do mesmo ponto e à mesma distância da superfície (CPTEC, 1999).

As cargas úteis dos satélites são os equipamentos que eles carregam que cumprem a missão principal, como câmeras e sensores, naqueles cujo objetivo é sensoriamento remoto, antenas e amplificadores de sinal em satélites de telecomunicações e telescópios em satélites astronômicos. Além da carga útil, tem-se o módulo de serviço que é a estrutura, painéis solares, sistema de controle térmico e de orientação.

Para (CUGAT, 2018) satélites artificiais podem ser classificados quanto ao

seu emprego:

- Astronômicos: geralmente equipados com telescópios para observação de planetas e demais objetos celestes;
- Biossatélites: carregam organismos vivos para estudos biológicos;
- Comunicações: utilizam antenas e amplificadores como carga útil, sendo usados para telecomunicações;
- Navegação: receptores na terra recebem sinais para conhecer sua posição exata;
- Reconhecimento: são satélites espões, utilizados por instituições militares e de inteligência.
- Observação terrestre: colhe dados meteorológicos, do meio ambiente e de cartografia.
- Estações espaciais: como principal exemplo temos a Estação Espacial Internacional, ou ISS (sigla em Inglês para *International Space Station*), que são projetadas para que humanos possam sobreviver na órbita terrestre. Não possuem propulsão própria, sendo necessários outros veículos lançadores para transporte dos astronautas e de suprimento.

Ainda segundo Cugat (2018), satélites também podem ser classificados pelo peso da estrutura mais carga útil, sendo considerados grandes, pesando mais de 1000 kg; médios com peso variando entre 500 kg e 1000 kg; mini satélites pesam entre 100 kg e 500 kg; microsatélites têm entre 10 kg e 100 kg; nano, entre 1 kg e 10kg; pico, de 100 gramas a 1 kg e femto satélites com peso máximo de 100 gramas.

Nanossatélites muito comuns, principalmente no meio acadêmico, utilizados para capacitação de profissionais de projetos espaciais, são os chamados *Cubesats* (acrônimo de *cube* e *satellite*), satélites cujo formato básico é um cubo (1U) de 10 centímetros de aresta, e podem ter estruturas como por exemplo, 1U, 2U, 4U, etc, a depender de quantos desses cubos formam sua estrutura.

2.3 – Baterias

As baterias, segundo (MAGALHÃES, 2012), são os elementos que estão na lista dos que possuem a vida útil mais curtas em sistemas espaciais, já que operam em condições extremas, e são a única fonte de energia dos satélites em áreas de eclipse, portanto, prever o comportamento desses dispositivos é importante para

gerenciar todo o subsistema de energia.

Pode-se citar 4 tipos de baterias que podem ter uso espacial: Níquel-Cádmio (NiCd), Níquel Metal Hidreto (NiMH), Lítio-Íon (Li-Íon) e Lítio Íon Polímero (Li-Po) (TRINDADE, 2006).

Baterias de níquel-cádmio são compostas de hidróxido de níquel e cádmio, sendo níquel o ânodo e cádmio o cátodo, acompanhado de com um eletrólito alcalino, geralmente hidróxido de potássio (PEREIRA, 2016). São resistentes a sobrecarga e a variações de temperatura, permitindo recarregar em baixas temperaturas, e ainda assim, apresentam bom desempenho e elevado número de ciclos de carga e descarga.

Apesar das vantagens acima descritas, as baterias NiCd têm algumas limitações, como a baixa densidade de energia, comparando com tecnologias mais recentes, possuem efeito memória, devendo ser descarregadas totalmente para evitar a viciação (quando a tensão fornecida pela bateria diminui) e tem alta taxa de autodescarga. Outro ponto é que seus metais componentes são tóxicos e não podem ser descartados no meio ambiente (TRINDADE, 2006).

As baterias de Hidretos Metálicos de Níquel não contêm metais tóxicos, apresentam o dobro de densidade de energia em relação às de NiCd e menor efeito memória, o que diminui a necessidade de ciclos periódicos de carga e descarga. Apresentam ótimo desempenho com alta corrente de carga e descarga (TRINDADE, 2006).

Levando em conta as limitações dessas baterias, tem-se como principal desvantagem a redução do desempenho após 200 ou 300 ciclos profundos em alta corrente de carga. Apesar de terem a capacidade de descargas em altas correntes, esse processo causa grande redução do ciclo de vida nas baterias NiMH. Têm alta taxa de autodescarga, alto custo de manutenção, pois necessitam descargas completas regulares a fim de evitar formação cristalina que diminui a vida útil (PEREIRA, 2016).

As baterias Li-Íon são compostas por lítio, carbono poroso e sais de lítio em solvente orgânico. Apresentam várias vantagens com relação às outras 2 apresentadas anteriormente. Resolvem o problema de efeito de memória, portanto exigem menos manutenção, possuem alta densidade de energia e comparadas as baterias NiCd, apresentam cerca de metade da taxa de autodescarga.

Algumas desvantagens das baterias de íons de Lítio: precisam de um circuito de proteção para limitar corrente e tensão, possuem alto custo de fabricação em relação às de NiCd. São sujeitas a envelhecimento mesmo sem uso. Pode-se armazenar essas baterias com cerca de 40% da carga total em local fresco para retardar o efeito de envelhecimento (PEREIRA, 2016). O eletrólito utilizado é inflamável, podendo causar abertura com chama no encapsulamento das células, caso exposta a calor excessivo e sobrecarga. Importante também não perfurar, desmontar ou esmagar as células (TRINDADE, 2006).

As baterias Li-Po podem ser consideradas uma evolução das Li-Íon, pois apresentam características semelhantes quanto ao desempenho. Sua principal diferença está no uso de eletrólito sólido no lugar do separador poroso convencional. A utilização de polímero seco, facilita a fabricação, sendo possível fabricar cápsulas mais finas (BRONDANI, 2015). Como essas baterias podem usar gel adicionado ao eletrólito, o empacotamento é mais seguro e mais simples, sem a necessidade de uma envoltória de metal, em alguns casos. Apresenta maior resistência à sobrecarga e menor chances de vazamento de eletrólito (TRINDADE, 2006).

Mesmo sendo mais moderna, alguns inconvenientes ainda estão presentes, como a densidade de energia um pouco mais baixa e menor contagem de ciclos de carga e descarga, comparando com as de Li-Íon. Como são menores, seus circuitos de proteção também precisam ser em tamanho reduzido, o que encarece um pouco a fabricação (TRINDADE, 2006).

O Quadro 01 mostra um comparativo dos 4 tipos de baterias apresentados.

Características	NiCd	NiMH	Li-Íon	Li-Po
Densidade de Energia (Wh/Kg)	45 a 80	60 a 120	110 a 160	100 a 130
Resistência Interna (mΩ)	20 a 40 Célula de 1.2V	40 a 60 Célula de 1.2V	75 a 125 Célula de 3.6V	100 a 150 Célula de 3.7V
Ciclo de Vida (80% da capacidade inicial)	500 a 1000	500 a 1000	500 a 1000	300 a 500
Tempo para Carga Rápida	1 hora	1 a 4 horas	2 a 4 horas	2 a 4 horas
Tolerância para Sobrecarga	Moderada	Baixa	Muito Baixa	Baixa
Autodescarga no Primeiro Mês (temperatura ambiente)	20%	30%	10%	10%
Tensão da Célula	1.2V	1.2V	3.6V	3.7V
Temperatura de Operação	-40°C a 60°C	-20°C a 60°C	-40°C a 60°C	0°C a 60°C
Manutenção	30 a 60 dias	60 a 90 dias	Não Necessita	Não Necessita
Usada Comercialmente Desde	1950	1990	1991	1999

Quadro 01: Comparativo de baterias.

Fonte: Adaptado de Trindade (2006)

2.4 – Conversores DC/DC

Conversores DC/DC são circuitos eletrônicos utilizados para converter níveis de tensão contínua, onde a saída é sempre regulada. Normalmente, são formados por semicondutores, com função de chaves, controlando o fluxo de energia da fonte para a carga, e capacitores e indutores que são filtros e armazenadores temporários de energia. Os conversores convencionais apresentam uma porta de entrada e uma de saída, pois fazem o processamento de energia elétrica entre uma fonte e uma carga, ao passo que satélites utilizam, de forma genérica, uma fonte de energia primária (solar) e uma secundária (baterias) (RIOS, 2021).

Para integrar duas ou mais fontes de energia para uma mesma carga, utiliza-se, convencionalmente, um barramento DC comum para ligar uma fonte primária na fonte secundária, cada fonte com seu conversor DC/DC, conforme Figura 01-a. No entanto, essa estrutura resulta em maior custo por utilizar mais de um conversor, e há perda de eficiência, já que mais etapas de conversão são aplicadas. Além disso,

esses conversores possuem controladores individuais para cada conversor, não levando em consideração o desempenho do sistema como um todo. (RIOS, 2021)

Os conversores multiportas podem ser utilizados para eliminar esses problemas. Têm menos componentes e menos estágios de conversão, aumentando a eficiência. Esses conversores integram as células fotovoltaicas ao sistema de armazenamento e à carga, fazendo o uso de somente um controlador central, que além de gerenciar as portas individualmente, também gerencia o sistema inteiro. Na Figura 01-b apresenta-se esse conversor.

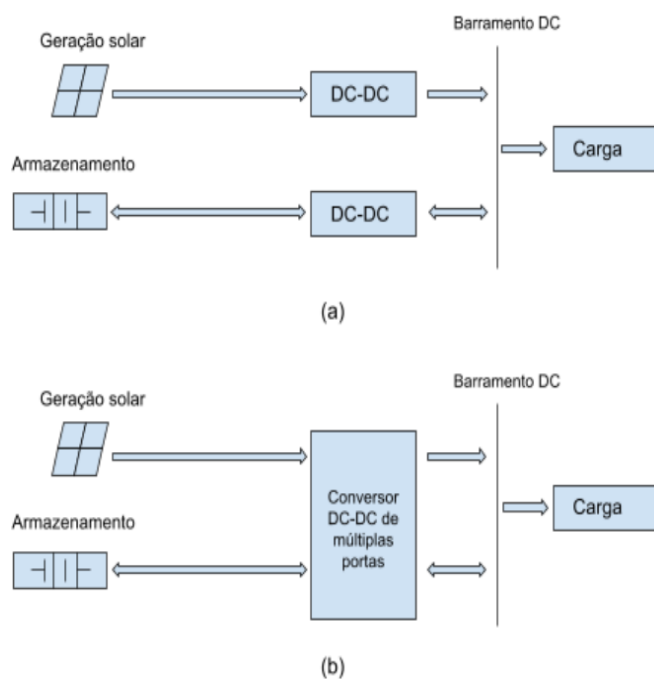


Figura 01: Configurações genéricas de conversores DC/DC: a) Com 2 conversores de entrada única; b) Com 1 conversor de múltiplas portas.

Fonte: Adaptado de Li et al. (2012) apud Rios (2021).

(CHAUDHURY, KASTHA, 2020) afirmam que há duas categorias principais de conversores multiportas, os isolados e não isolados. Os não isolados apresentam design mais simples e compactos, já que não possuem transformadores. Contudo, o nível da tensão nas portas não é ajustável, e é complexo realizar uma comutação suave entre as portas. Por outro lado, conversores multiportas isolados oferecem melhor desempenho, comutação suave, fluxo de potência bidirecional e isolamento galvânico de alta frequência, sendo assim a escolha mais popular, em especial para projetos de sistemas fotovoltaicos.

Uma maneira convencional de implementar um conversor multiportas é através de um transformador com múltiplos enrolamentos, onde várias portas são usadas para integrar várias fontes. Geralmente o conversor é baseado em topologias tipo flyback ou acoplamento magnético. (TAO et al., 2005; TAO et al., 2006 *apud* RIOS, 2021).

Segundo (RIOS, 2021), os conversores de múltiplas portas são somente para sistemas que necessitam de baixa potência ou para aqueles que não exigem bidirecionalidade. Para que sejam utilizados em satélites, os conversores precisam ser bidirecionais, e para isso, podem ser baseados em ponte ativa tripla (TAB - sigla em Inglês para *Triple Active Bridge*).

O conversor TAB é derivado do conversor DAB (*Dual Active Bridge*) - ponte ativa dupla – que é um conversor DC/DC isolado bidirecional, composto por 2 inversores de ponte completa, que são conectados por um transformador de alta frequência, como mostrado na Figura 02.

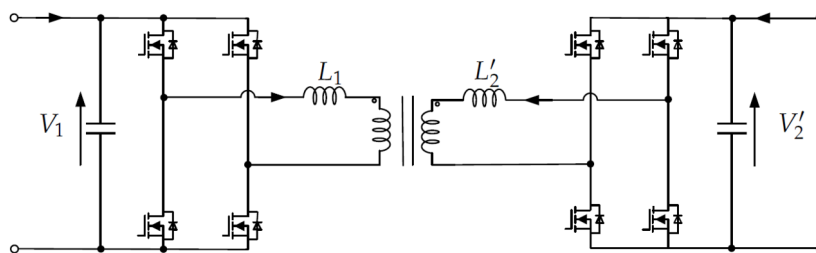


Figura 02: Circuito de um conversor DAB

Fonte: Pham e Wada (2020)

O conversor TAB propõe uma porta a mais conectada ao conversor DAB, conforme Figura 03, e fazendo isso, mantém-se as vantagens da ponte ativa dupla. A Figura 04 mostra que são necessários 3 conversores DAB para fazer a comunicação e a transmissão de potência entre 3 elementos, ao passo que ao utilizar conversores TAB, somente 1 é necessário. (PHAM, WADA. 2020)

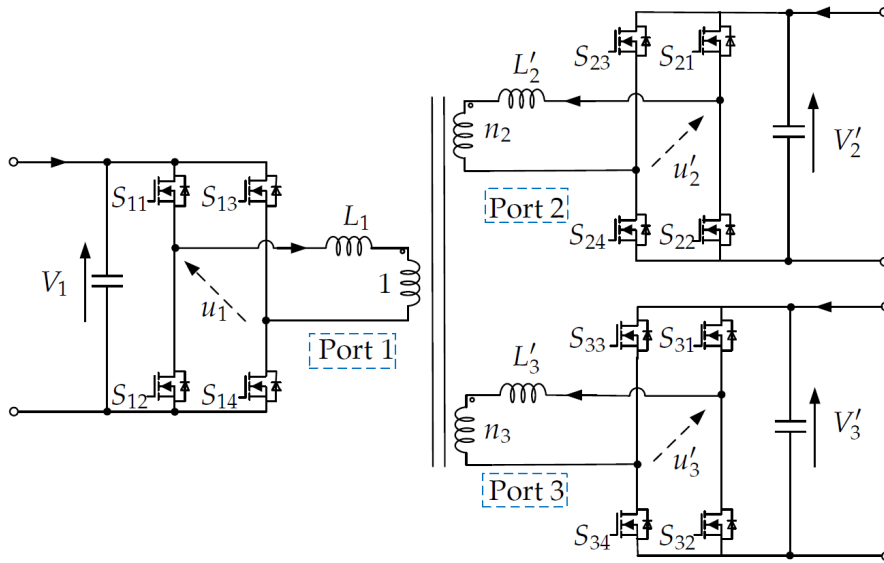


Figura 03: Circuito de um conversor TAB.

Fonte: Pham e Wada (2020)

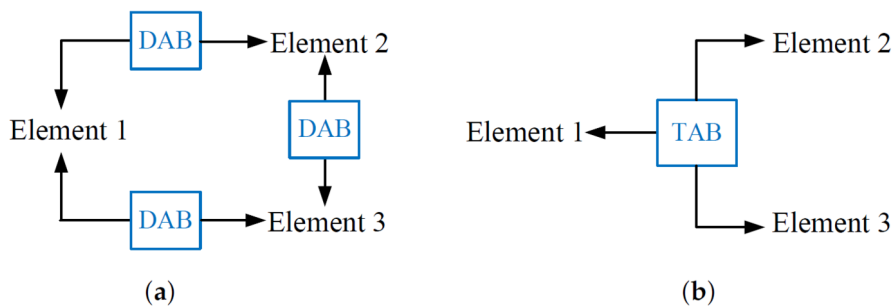


Figura 04: Comparativo de uso de conversores DAB e TAB: (a) Sistema com conversor DAB; (b) Sistema com conversor TAB

Fonte: Pham e Wada (2020)

Conversores DC/DC podem apresentar dois modos de funcionamento (entre outros que não serão abordados neste artigo). No primeiro, a tensão na bateria (V_{bat}), é maior que a tensão no barramento de carga (V_{bus}), neste caso, quando a corrente flui no sentido da bateria para a carga, descarregando a bateria, o conversor abaixa a tensão, sendo chamado de conversor *Buck*. No segundo modo, o nível de tensão é elevado para carregar a bateria e a corrente flui no sentido oposto, sendo assim, o conversor é denominado *Boost* (JUNQUEIRA e MAGALHÃES, 2020).

2.5 – Topologias

De acordo com Magalhães e Moreira (2020), existem várias topologias para sistema de energia de satélites. Tais topologias obedecem à regras e princípios estabelecidos por institutos e agências, como por exemplo, as normas da Agência Espacial Europeia (ESA, sigla do Inglês para *European Space Agency*) para engenharia espacial. As principais categorias dessas topologias são:

- Barramento não-regulado:
 - Rastreamento de ponto máximo de potência (MPPT);
 - Tensão do barramento de potência não regulada;
 - Barramento de potência regulado por luz solar.
- Barramento Regulado
 - Tensão do barramento de potência totalmente regulada;
 - Tensão do barramento de potência com regulação híbrida.

A figura 05 apresenta as topologias citadas acima.

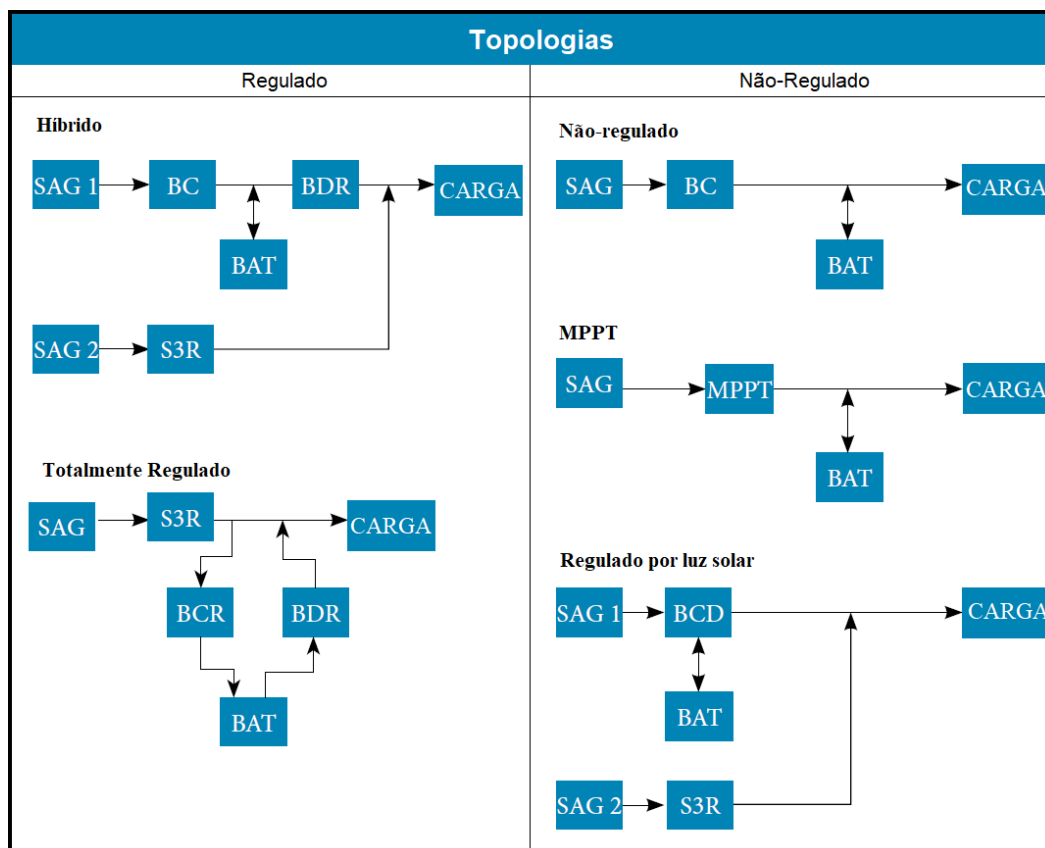


Figura 05: Diagrama de blocos das topologias de sistema de suprimento de energia.

Fonte: Adaptado de Magalhães e Moreira (2020)

Na figura 05 as siglas representadas são: SAG (do Inglês *Solar Array*

Generator) representa os painéis solares responsáveis pela geração de energia; BCR (do Inglês *Battery Charge Regulator*) são reguladores de carga da bateria ou banco de baterias; BDR (do Inglês *Battery Discharge Regulator*) representa reguladores de descarga de bateria ou banco de baterias; S3R (do Inglês *Sequential Switching Shunt Regulator*) que representa reguladores de derivação de comutação sequencial.

3 – Metodologia

Como método de pesquisa bibliográfica, foi utilizado o Estado da Arte, que segundo (FERREIRA, 2002, p. 258), através de discussões e mapeamento, tenta responder, considerando lugares e épocas diferentes, quais aspectos e dimensões são destacados, e como certas produções acadêmicas são produzidas.

Foi feita uma busca em publicações abordando o subsistema de suprimento de energia de satélites. Os bancos de dados utilizados foram o site de pesquisas Google Acadêmico, Scientific Eletronic Library Online - Scielo e Portal Periódico da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Capes, combinando os termos: suprimento de energia de satélites, sem aspas, entre 2017 e 2022.

Nas bases de dados do Capes e Scielo não foram encontrados documentos de acesso aberto com os termos pertinentes. Na base de dados do Google Acadêmico foram pesquisados diversos termos relacionados ao sistema de suprimento de energia de satélites, em sua maioria, a partir de 2014. As seleções foram filtradas pela leitura do título e, posteriormente, dos resumos das publicações.

Foi montado um banco de dados com as principais informações, levando em consideração título, resumo, ano de publicação e autor principal, com temática de suprimento de energia de satélites como assunto principal. Aqueles trabalhos que tratavam esse tema como parte secundária foram descartados.

Este artigo propôs reunir informações de variáveis de projetos de sistemas de suprimento de energia de satélites, em especial as baterias e painéis solares e, com base nisso, fez uma compilação dos pontos considerados importantes para tal projeto. Além disso, ao final foi proposto um circuito simplificado considerando alguns dos pontos de maior importância para o bom funcionamento de um sistema de suprimento de energia de pequenos satélites.

4 – Resultados e discussões

O projeto espacial ITASAT, desenvolvido pelo ITA, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, é parte integrante das ações de fomento de projetos espaciais da AEB, Agência Espacial Brasileira, e tem como missão capacitar profissionais para desenvolvimento de projetos com aplicações espaciais. O satélite do ITASAT tem massa estimada de até 8 kg, sendo considerado um *cubesat* 6U. Seu subsistema de suprimento de energia foi projetado para uma vida útil entre 3 e 4 anos em órbita LEO.

(FERRIANI *et al*, 2006), em seu estudo do subsistema de suprimento de energia do ITASAT, afirma que tal subsistema deve ter a capacidade de suprir, com qualidade, todas as cargas do satélite para o qual foi projetado, enquanto durar sua missão. As fontes consideradas primárias em pequenos satélites são painéis fotovoltaicos e devem ser constantemente controladas, remotamente ou autonomamente, por unidades eletrônicas de condicionamento e controle de energia. Além disso, o subsistema deve ser monitorado por telemetria, para monitoramento do funcionamento, de possíveis falhas dentro do subsistema ou fora dele, além de proteção, conversão de potência adequada e extinção de tensões transientes.

Os autores deixam claro a necessidade de um gerador de energia de alta confiabilidade, já que sua falha encerra a missão do satélite, e essa fonte de energia depende do estudo profundo da missão. O projeto do ITASAT prevê um gerador com células fotovoltaicas que suprem adequadamente a energia necessária de sistemas de baixa potência (até 100 W). Células solares possuem junções *pn* e a mais eficiente são células de multijunções de GaAs (Arseneto de Gálio), que também apresentam melhor resistência à radiação, com relação as células de silício. O vidro de cobertura das células devem ter proteção contra radiação ultravioleta, que degrada as células e deve ser de baixa refletividade, a fim de aumentar a absorção de energia solar. O modo de montagem das células é uma linha ligada em série (*strings*) e essas linhas são ligadas em paralelo entre si, dessa forma, a maior corrente possível é a soma das correntes dessas linhas, e a tensão é a soma das tensões das células de uma linha. Um fator importante é o fato de uma linha inteira de células serem inutilizadas caso uma das células fique com sombra ou falhe, sendo importante o correto arranjo das células, para que todas de uma mesma linha

fiquem iluminadas ao mesmo tempo.

Os autores afirmam que para o correto dimensionamento do painel solar de um satélite é necessário saber as potências máxima e média em áreas iluminadas e de eclipse. Além do mais, faz-se necessário levar em conta a energia solar no espaço (1367 W/m^2), a eficiência das células e sombreamento nelas, o ângulo de incidência da luz solar nas *strings*, as perdas devido à montagem, a degradação das células considerando o tempo e a irradiação.

Para escolher a bateria adequada, são considerações pertinentes: tamanho, massa, posição dos polos, tensão, capacidade (Ah), o ciclo de trabalho que se espera, e o número de ciclos que fará ao longo da vida útil do satélite, tempo em que será ativada, profundidade de descarga, custo, disponibilidade, confiabilidade e manutenção. As baterias podem ser consideradas como primárias, não recarregáveis, ou secundárias, recarregáveis. O ITASAT utiliza baterias secundárias, pois as baterias devem suprir a necessidade energética em períodos de eclipse, ciclicamente. O dimensionamento das baterias depende, dentre outros fatores, do estudo da profundidade de descarga do sistema, já que quanto maior a profundidade de descarga, menor o número de ciclo de vida da bateria. O número de baterias pode variar entre 2 e 5, sendo importante haver pelo menos 2 baterias para ter redundância no caso de falha de alguma delas. Em momento de picos de potência, quando a potência demandada pelo satélite não é totalmente suprida pelos painéis solares iluminados, utiliza-se as baterias para prover a energia complementar necessária, podendo haver a necessidade de levar em conta essa diferença no dimensionamento das baterias.

Deve haver, no subsistema de suprimento de energia, componentes que limitem a sobrecarga nas baterias, bem como a taxa de recarga, e pode existir, no caso de barramento regulado, um descarregador de bateria.

Os presentes autores descrevem a unidade de controle e condicionamento de energia como sendo um módulo responsável por controlar a potência vinda do gerador solar, por regular a tensão no barramento e carregar as baterias. Há 2 topologias de transferência de potência para a carga, DET e PPT.

Na topologia DET (*Direct Energy Transfer*) a potência extra se dissipa em resistores em *shunt*, seu peso é menor, tem maior eficiência e menos partes físicas. Na topologia PPT (*Peak Power Tracking*) a potência extraída dos painéis é apenas a

necessária, ou seja, não se dissipa, e é limitada pela máxima potência fornecida pelos painéis. Para fazer isso, é utilizado um conversor DC/DC em série com o arranjo de painéis solares.

Os barramentos podem apresentar: tensão não-regulada, onde a tensão se altera em cerca de 20% nas baterias quando estas estão carregando e descarregando; quase-regulada, somente há regulação quando as baterias estão carregando, caso contrário, a tensão no barramento é a mesma da bateria; regulada, usa conversores para manter a tensão o mesmo nível, seja alimentado pelos painéis ou alimentado pelas baterias.

A unidade de distribuição de energia deve conseguir alternar as fontes de energia redundantes, como baterias, por exemplo, no caso de eventual falha de uma delas. Os conversores DC/DC utilizados devem funcionar com redução de ruído na carga, já que produzem interferência eletromagnética (*EMI*), e isolados para evitar problemas em caso de falhas. Outro fator importante a considerar no módulo de distribuição é a cablagem, além do seu peso influenciar na construção, deve-se utilizar pares trançados para conter a *EMI*.

(ROLA, 2014) em seu trabalho “Desenvolvimento conceitual do sistema de suprimento de energia e estrutural do *cubesat* SLIM-BR”, expõem que, a fim de medir a irradiação solar sem que haja interferências de fenômenos atmosféricos, pesquisadores da divisão de Geofísica Espacial (DGE) do INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) criaram o projeto SLIM-BR (sigla do Inglês para *Solar Luminosity Irradiance Monitor – Brazil*), que visa colocar em órbita LEO um *cubesat* com um radiômetro acoplado. Segundo o presente autor, as principais células solares espaciais que compõem *Cubesats* são de tripla junção, com alta eficiência, cerca de 30%, e são compostas por Germânio(Ge), Arseneto de Gálio(GaAs), Arseneto de Gálio com Índio ((In)GaAs) e Arseneto Fosfeto de Gálio (GaAsP).

O *cubesat* do projeto SLIM-BR é composto por estrutura 3U, com painéis solares nas 4 superfícies maiores, cada painel possui 6 células, e conta com um sistema de abertura desses painéis, denominado painel *deployable*. As células utilizadas são da empresa EMCORE®, *BTJ Photovoltaic Cell* com eficiência de 28,5%, tripla junção *pn* avançada para uso espacial, com área de 26,6 cm². Tais células apresentam os seguintes dados técnicos, de acordo com o fabricante: Tensão máxima (V_{max}) = 2.37 V; Corrente máxima (I_{max}) = 0.433 A; Tensão de

circuito aberto (V_{ca}) = 2.7 V; Corrente de curto-circuito (I_{cc}) = 0.455 A.

O sistema de suprimento de energia do SLIM-BR *Cubesat* tem potência máxima gerada pelas células de acordo com a Equação 1:

$$P = R_W \cdot E_C \cdot E_S \cdot A_T \quad (1)$$

Onde: R_W = Irradiação Solar (W/m^2);

E_C = Eficiência do sistema solar espacial (%);

E_S = Eficiência do sistema de potência (%);

A_T = Área total das células solares (m^2). (Castro (2002) *apud* ROLA (2014))

Com área total de ocupação das células (A_T) de 0,06384 m^2 , eficiência do sistema solar de 28,5%, irradiância solar total de 1361 W/m^2 naquele ano, e o autor considera com 90% a eficiência do sistema de potência, levando em consideração as perdas do sistema. Aplicando a Equação 1, o resultado mostra uma potência total máxima do sistema de células fotovoltaicas de 22,3 W.

O mesmo autor considera o posicionamento dos painéis solares perpendicular em relação ao Sol e realiza simulações em *software* com o intuito de observar o comportamento das células fotovoltaicas no espaço, considerando irradiância aproximada e mudança de temperatura. Consideradas temperaturas de 28° C, 40° C e 70° C como valores para diferentes zonas de exposição ao sol, o autor conclui que aumentando a temperatura nas células, o rendimento diminui em cerca de 10%, e que o valor da potência, de aproximadamente 1 W de cada célula é o mesmo valor para as condições de 28° C.

No referido projeto, o *cubesat* possui sistema de atitude, ou seja, orientação no espaço, que mantém os painéis solares sempre à 90° em relação à luz solar. Em caso de isso não ocorrer, haverá mudança de radiação na célula e isso afetará a energia gerada. Nas simulações realizadas por (ROLA, 2014), são feitas simulações com valores diferentes de radiação (900 W/m^2 , 1100 W/m^2 , 1250 W/m^2 , 1300 W/m^2 , 1361 W/m^2) e a conclusão foi de que quanto menor a radiação incidente nas células fotovoltaicas, menor a potência no sistema de suprimento de energia.

Para especificar a bateria para o *Cubesat* SLIM-BR, o autor considera que as baterias devem possuir capacidade maior que a máxima gerada pelo sistema fotovoltaico do satélite e as baterias selecionadas para o projeto são de Íons de Lítio, por serem mais utilizadas em projetos espaciais e terem as características já descritas neste trabalho. Portanto, foi escolhida a bateria *NanoPower BP4* da

fabricante GOMSpace® desenvolvida para *nanosats* e *microsats*, com capacidade de armazenagem de 38,5 W em 1 hora (38,5 Wh). Ela possui longa faixa de operação, considerando a temperatura, entre -40° C e 125° C. Possui 2 opções de faixas de tensão, de 6 a 8,4 V ou de 12 a 16,8 V, cada opção com 4 células, e capacidade de carga de 5,2 Ah e 2,6 Ah, respectivamente.

O presente autor finaliza seu trabalho de desenvolvimento conceitual com o objetivo concluído de analisar e especificar o dimensionamento dos materiais necessários para conversão e armazenamento de energia necessária pra suprir as necessidades do *Cubesat* SLIM-BR enquanto em órbita.

Em seu trabalho de modelagem e design de subsistema de energia elétrica para *cubesats*, (ACHARYA *et al*, 2019), afirma que o subsistema de energia elétrica é um dos componentes críticos em satélites e que *cubesats* nem sempre estão expostos ao sol, além da exposição ao sol das células não ser uniforme durante toda sua órbita LEO. Dessa forma, baterias são instaladas para armazenamento de energia com o intuito de fornecer a energia necessária ao satélite durante o período em que a energia fornecida pelas células não é suficiente.

Este trabalho faz o estudo de um *cubesat* com células fotovoltaicas de tripla junção e eficiência de 30% e os arranjos dessas células fornecem ao equipamento uma tensão de 4,8 V, considerando uma temperatura de 28 °C e uma irradiância de 1367 W/m² e que o dispositivo opera com controlador de MPPT. O conjunto de baterias utilizado é de Ion-Li conectado a um barramento de 7,4 V e possui capacidade de 2600 mAh.

A topologia do *cubesat* possui 3 arranjos de células, cada um deles conectado a um conversor DC/DC *Boost*, elevando a tensão de 4,8 V para 7,4 V. Esta é a tensão do barramento conectada ao sistema de baterias.

No barramento de 7,4 V são conectados 2 conversores DC/DC *Buck* abaixando a tensão para 3,3 V e 5 V para alimentar os demais subsistemas do satélite, que inclui computador de bordo, receptor e transmissor de comunicação, determinação de atitude, sistema de controle e uma câmera para imagens da Terra.

O *cubesat* usado para análise deste trabalho, consiste em uma estrutura 1U, denominado *MySat-1* da Universidade de Khalifa, Emirados Árabes. Possuindo 2 células fotovoltaicas em série em cada face, totalizando 6, esse nanossatélite, além de orbitar em torno da Terra, também gira em torno do próprio eixo, minimizando a

chance de criar pontos quentes nas células, ou *Hot Spots*, e criando uma variação da irradiância sobre cada face. Dessa maneira, é necessário realizar o estudo de irradiância efetiva em cada uma das faces do satélite.

O subsistema de suprimento de energia foi projetado para suprir as necessidades energéticas exclusivas dos demais subsistemas e carga útil desse nanossatélite.

(ACHARYA *et al*, 2019) concluem que é importante um estudo minucioso do subsistema de suprimento de energia, pois sua falha pode causar a falha da missão do satélite, e com isso, prejuízos financeiros. Esse subsistema requer estudos da natureza da missão e a órbita escolhida e tal estudo pode ser realizado através de simuladores, como no caso deste trabalho, MATLAB/ Simulink.

(SHER, BAIG, 2019) em sua publicação sobre design e simulação de sistema de energia de pequeno satélite para estimativa preliminar de performance, relatam que tem aumentado o interesse por lançamentos de microssatélites para diminuir custos e aumentar a versatilidade de missões espaciais.

O objetivo desse trabalho foi de simular um subsistema de suprimento de energia elétrica para um *Cubesat* de 1 kg, já que esse tipo de satélite tem sido usado para estudo em muitas universidades. O satélite em questão possui bateria de Íons de Lítio com capacidade de 1,25 Ah, com tensão máxima de 8,235 V e tensão nominal de 7,2 V. Possui dois barramentos de tensão para alimentação das cargas, 3,3 V e 5 V. A órbita LEO do satélite tem duração aproximada de 100 minutos.

A simulação do subsistema de suprimento de energia do *cubesat* foi desenvolvido em Matlab/Simulink, que considerou, no subsistema, as células solares de 8 cm² de junção única da empresa *Spectrolab*, conversores DC/DC, unidade de controle de carga e descarga da bateria, e unidade de controle e distribuição de energia, além de cargas diversas.

Nas simulações é considerado o MPP para as células solares, que oferecem o máximo de potência dos painéis. Os módulos solares geram 1,5 W de potência com uma tensão máxima de 4,1 V aproximadamente, e seu MPP pode ser obtido em 3,3 V, considerando temperatura de 28 °C e uma irradiância de 1353 W/m². Graças ao algoritmo controlador do MPPT é possível que haja a alteração dos pontos de MPP que mudam conforme as condições, principalmente, a temperatura das células, que podem ir de -80 °C, em eclipse, a 100 °C no período de exposição direta ao sol.

(SHER, BAIG, 2019) afirmam que em *cubesats* é normal o nível de descarga da bateria não ultrapassar os 30% da carga máxima, para isso foi utilizado um regulador de carga e descarga da bateria. Além do controle do nível de carga e descarga, esse regulador oferece potência constante para as cargas durante toda a órbita.

O trabalho é concluído afirmando que o modelo proposto trabalha de forma satisfatória fornecendo energia suficiente para suprir um consumo aproximado de 750 mWh de todo o satélite, inclusive do próprio subsistema de suprimento de energia. Que a unidade de controle e distribuição de energia está dividido em 2 blocos. Bloco 1 fornece 5v e 3.3V para as cargas e o bloco 2 tem o papel de ligar e desligar as cargas para funcionarem no tempo correto, evitando consumir energia quando não é necessário. Consideram o modelo simulado em Simulink simples de usar, com possibilidade de estudos de diversas variáveis, apesar do modelo em questão apresentar um desafio na hora de projetar conversores DC/DC mais úteis.

Conforme os autores estudados, o subsistema de suprimento de energia de satélites representa um dos sistemas mais relevantes e que requer maior estudo da missão a que serve o satélite.

Os nanosatélites, os quais são alvo do estudo, têm entre 1 kg e 10kg, também chamados de *cubesats* devido à sua estrutura básica ser um cubo de 10cm de aresta, encontram em órbita baixa, ou LEO, e levam cerca de 100 min para realizarem a volta completa na Terra. Nesse tempo, o satélite passa alguns minutos em região de eclipse, onde não há energia das células solares e todo os outros subsistemas dependem da energia das baterias, pois alguns desses subsistemas precisam estar operantes nas regiões de sombra. Tendo isso em mente, equipa-se o equipamento com baterias que conseguem ter energia suficiente para a alimentação do satélite no período de sombra, e sua descarga não seja tão elevada, proporcionando uma vida mais longa ao sistema. Da mesma forma, deve-se respeitar os limites de tamanho e de peso dos componentes.

Durante o período da órbita em que o satélite recebe a radiação solar, há a necessidade de conseguir a máxima eficiência da geração fotovoltaica, pois é a fonte primária de energia, e precisa carregar as baterias e fornecer energia a todo o satélite ao mesmo tempo. O cenário ideal seria onde todos as células componentes do satélite estivessem perpendiculares à radiação solar, já que essa seria a posição

de melhor desempenho. Mas como muitos *cubesats* são construídos com as células em suas faces, somente algumas delas são iluminadas simultaneamente. Outro fator vital é a temperatura. Quanto maior a temperatura, menor a eficiência das células, e isso deve ser considerado. A irradiância tem influência de forma mais significativa na corrente e a temperatura, na tensão. Alguns autores fazem seu trabalho de simulação considerando o pior cenário possível.

Como a saída dos módulos fotovoltaicos tem características não lineares e sua eficiência é baixa, o controle de MPPT auxilia na extração da máxima potência possível. O conversor DC/DC conectado aos módulos fotovoltaicos é visto como uma carga resistiva variável pelos módulos, assim o valor dessa carga depende da razão cíclica (D) de operação do conversor e pelo valor da carga propriamente dita conectada a esse conversor. O controle MPPT é um algoritmo adicionado ao controle do conversor conectado ao sistema fotovoltaico, e busca solucionar as diferenças que irradiância e temperatura causam na potência.

Os conversores fazem o trabalho de entregar aos demais subsistemas a energia nos níveis de tensão necessários para cada dispositivo funcionar da forma correta. Combinado a reguladores e unidades de distribuição fazem o trabalho de manter todo o sistema em operação durante o tempo de missão.

É possível e desejável considerar redundância de alguns elementos, como baterias, para se ter uma segurança e confiabilidade no funcionamento do sistema de forma geral, no caso de falha de um banco de baterias, por exemplo, ter outro que consiga entregar a potência necessária às cargas nos períodos de eclipse. Isso considerando o peso e dimensão máxima que a estrutura do nanossatélite suporta e a potência dos módulos fotovoltaicos.

Há também a preocupação com a vida útil do satélite. Isso é ditado por alguns fatores considerados, como a degradação das células por radiação e a perda de eficiência dessas, e o afundamento de descarga das baterias, que diminui sua vida útil.

Para exemplificar, de forma objetiva, um subsistema de suprimento de energia, foi proposto um circuito em MATLAB/Simulink que simula a geração fotovoltaica por um período com irradiância de 1361 W/m^2 e temperatura de $28 \text{ }^\circ\text{C}$, e um período de eclipse onde as cargas são alimentadas pela bateria.

O circuito apresentado na figura 06 apresenta uma fonte primária de energia,

com célula fotovoltaica de 5,5 V, uma bateria de 7 V e 2,6Ah de capacidade. O circuito é composto de um conversor DC/DC *Boost* para elevar a tensão das células solares de 5,5 V para 9 V, que é a tensão do barramento. Outro conversor DC/DC *Buck-Boost* bidirecional faz a ligação do barramento de 9 V com a bateria. Para alimentar as cargas, dois conversores *Buck* transforma 9 V em 3,3 V e 5 V, simulando cargas que demandam diferentes tensões.

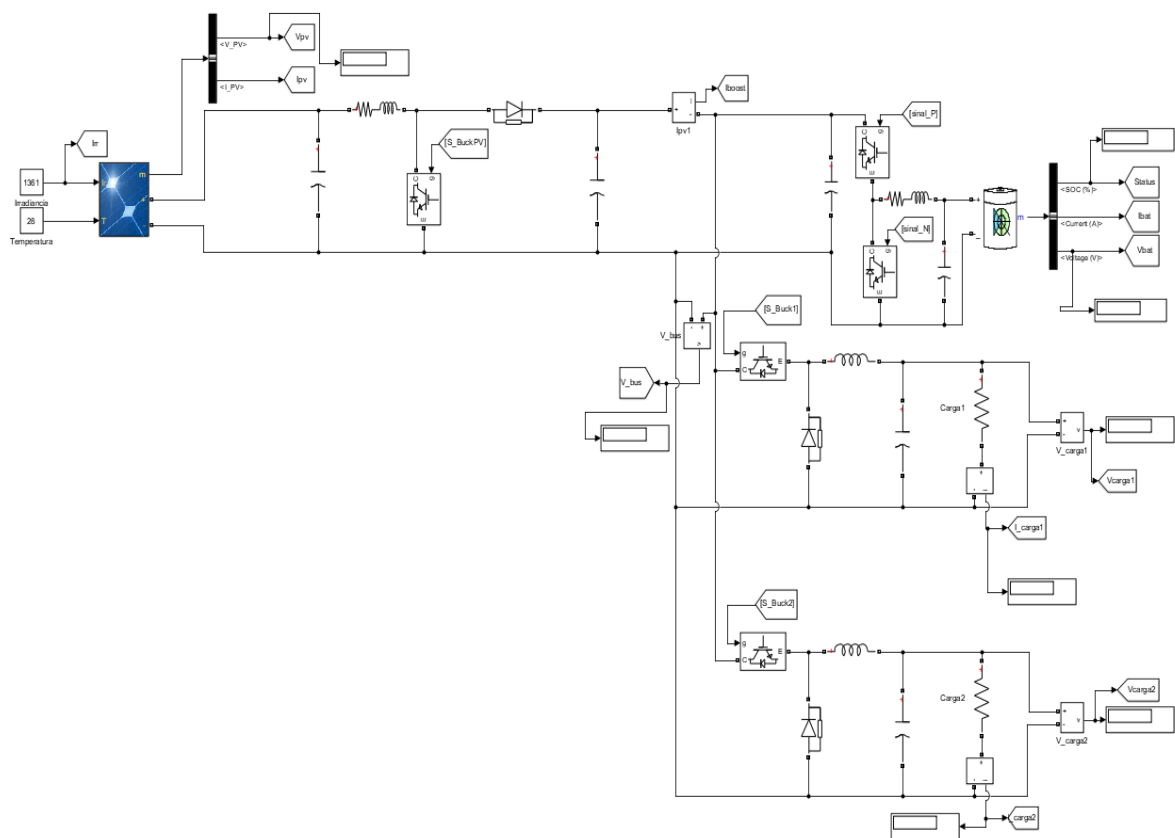


Figura 06: Circuito proposto pra suprimento de energia de nanossatélite

Fonte: Autor

O circuito foi projetado para oferecer potência constante às cargas, tanto ao serem alimentadas pelas células quanto pela bateria. A figura 07 representa a simulação do circuito quando este é alimentado pela fonte de energia solar. O gráfico “Irradiância” é um gráfico $W/m^2 \times \text{tempo}$, o gráfico “Tensão” é $V \times \text{tempo}$ e o gráfico “Potência” é $W \times \text{tempo}$.

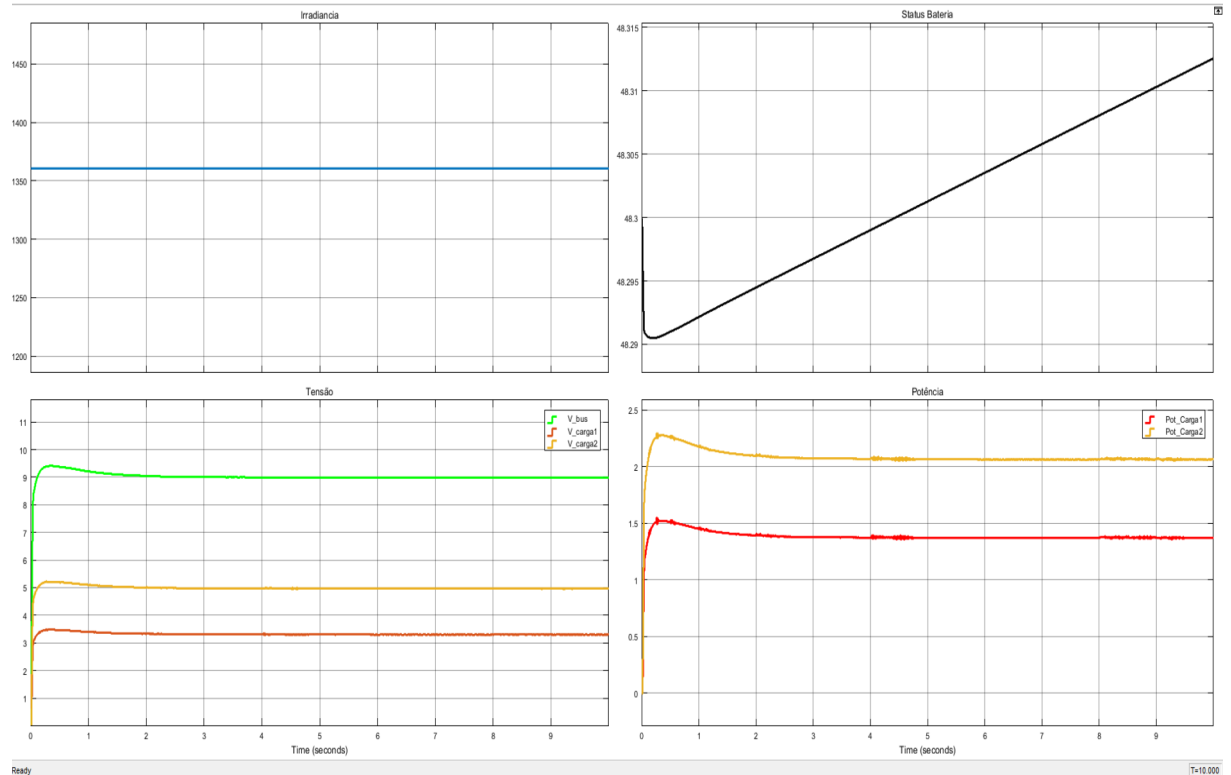


Figura 07: Gráficos do comportamento do circuito alimentado por energia solar.

Fonte: Autor

A temperatura considerada foi de 28°C e a irradiância de 1361 W/m². O gráfico nos mostra que após o período transitório, o circuito fornece, em valores arredondados, tensões constantes de 9V no barramento de distribuição, 3,3V na carga 1 e 5V na carga 2. A potência também pode ser considerada constante, sendo 1,4 W na carga 1 e 2,1 W na carga 2. Isso representa uma corrente aproximada de 420 mA consumida em cada carga. Enquanto isso, a bateria está sendo carregada, como pode ser visto no gráfico de status da bateria, onde o eixo Y representa a porcentagem de carga.

A figura 08 mostra o gráfico gerado pelo circuito alimentando as cargas com a bateria.

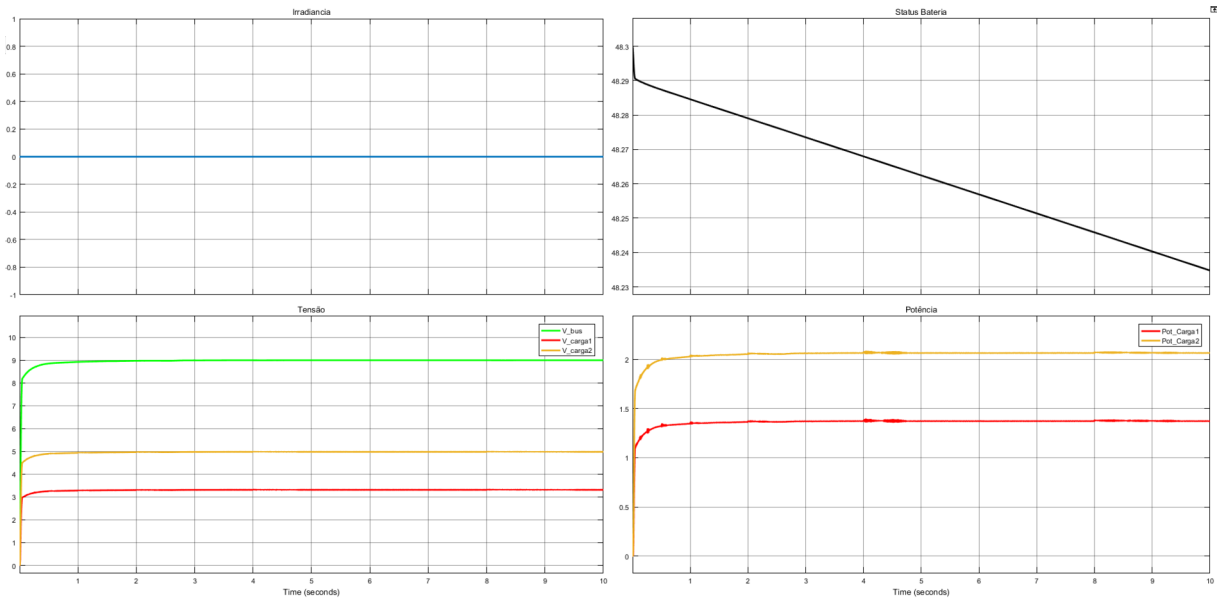


Figura 08: Gráficos do comportamento do circuito alimentado por bateria.

Fonte: Autor

No gráfico da figura 8, onde os parâmetros são os mesmos da figura 7, porém agora as cargas são alimentadas pela bateria, como pode ser visto no gráfico “status da bateria” a mesma está sendo descarregada, ou seja, fornecendo energia. A tensão nas cargas se mantém constante em 3,3 V para a carga 1 e em 5 V na carga 2, sendo que a tensão no barramento é de 9 V. A potência se mantém em, aproximadamente, 1,4 W na carga 1 e 2,1 W na carga 2.

Embora não tenha sido considerados rastreamento de ponto máximo de potência nem unidades de condicionamento de energia ou de controle de carga, o circuito simplificado funciona de forma satisfatória para seu propósito, ratificando a importância de realizar simulações para visualização dos gráficos e o que se esperar do sistema proposto.

Os subsistemas de suprimento de energia para nanossatélites são planejados em universidades do mundo inteiro, para equipar os *cubesats* estudados por essas instituições. Esses nanossatélites são utilizados como forma de fomentar o interesse pela área de projetos espaciais dentro das universidades e introduzir os alunos nesse ramo da engenharia. Muitas vezes o planejamento do subsistema de suprimento de energia, também chamado de EPS (sigla do Inglês para *Electric Power Supply*) tem carácter educacional, uma vez que há diversas empresas que produzem o sistema completo, inclusive com baterias e células fotovoltaicas.

Contudo, esses sistemas mais simples são a base para o entendimento e evolução para o projeto de EPS de satélites maiores.

5 – Conclusão

Dada a importância de satélites para a humanidade, torna-se necessário o desenvolvimento de um sistema capaz de fornecer a energia indispensável para o correto funcionamento desses equipamentos espaciais.

O desenvolvimento do presente estudo possibilitou a análise do que deve ser levado em consideração para projetar um subsistema de suprimento de energia de nanosatélites, que é composto, basicamente, de células fotovoltaicas, baterias, conversores DC/DC, condicionadores de energia e controladores de carga.

Esses satélites são construídos com diversos subsistemas, como o de energia, o de comunicação, de orientação, de dados e de carga útil. Alguns desses subsistemas precisam estar ativos na maior parte do tempo da órbita dos satélites. Como a fonte principal de energia elétrica vem da energia solar e, durante a órbita, em alguns instantes, o equipamento não estará sob a luz do sol, há a necessidade de fornecer energia através de baterias.

Os conversores fornecem a energia na tensão desejada para cada carga, mantendo essa tensão constante, tanto na alimentação por módulos solares, quanto por baterias.

O sistema a ser desenvolvido deve ser simulado em software de circuitos elétricos, pois auxilia na análise de diversos pontos vitais, como o desempenho de células fotovoltaicas considerando temperatura e irradiância, o desempenho do controle de carga das baterias, os componentes utilizados e sua vida útil. Isso pode, inclusive, representar diminuição de custo na construção do sistema.

O circuito proposto para simular o funcionamento do EPS foi satisfatório, demonstrando o que foi proposto. Mesmo sendo um circuito sem a complexidade de um sistema real, ele conseguiu suprir a demanda das cargas com as duas fontes de energia.

Para trabalhos futuros, pode-se fazer o estudo dos métodos de rastreamento de ponto de máxima potência dos módulos solares a fim de melhorar o desempenho do circuito. Pode-se ainda implementar unidade de distribuição e condicionamento de energia e controle de carga para as baterias, deixando o sistema mais confiável e mais próximo da realidade, além de ser possível fazer estudos de profundidade de

descarga das baterias para melhor análise de sua vida útil.

Referências

ACHARYA, Samrat et al. Modeling and design of electrical power subsystem for CubeSats. In: 2019 International Conference on Smart Energy Systems and Technologies (SEST). IEEE, 2019. p. 1-6. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/8849042>. Acesso em 08/05/2022.

ALVES, Edvaldo de Oliveira. Propriedades físicas do semicondutor Bi₂Te₃. Dissertação de Mestrado. Universidade Federal do Rio Grande do Norte. 2007. Disponível em: <https://repositorio.ufrn.br/bitstream/123456789/16534/1/EdvaldoOA.pdf>. Acesso em 17/06/2022.

BATISTA, Leandro Souza; DE OLIVEIRA SILVA, Luis Claudio; DA FONSECA NETO, João Viana. Projeto de um Sistema de Suprimento de Energia para um nanossatélite Educacional baseado em Busca do Ponto de Máxima Potência. In: Congresso Brasileiro de Automática-CBA. 2020. Disponível em: https://www.sba.org.br/open_journal_systems/index.php/cba/article/view/1034. Acesso em 22/02/2022.

BRONDANI, Marcia de Fatima. Modelagem matemática do tempo de vida de baterias de Lítio íon polímero utilizando algoritmos genéticos. 2015. Disponível em: <http://bibliodigital.unijui.edu.br:8080/xmlui/handle/123456789/2781>. Acesso em 25/02/2022

CHAUDHURY, Triptendu; KASTHA, Debaprasad. A high gain multiport DC–DC converter for integrating energy storage devices to DC microgrid. IEEE Transactions on Power Electronics, v. 35, n. 10, p. 10501-10514, 2020. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/9023387/>. Acesso em 01/03/2022.

CPTEC. Satélites Meteorológicos. Disponível em: <http://satelite.cptec.inpe.br/informacao/orbitas.jsp>. Acesso em: 21/03/2022

CUGAT, Nicolás Rafael. Análisis técnico para el despliegue de una red de estaciones terrenas en proyectos de nano satélites. 2018. Tese de Doutorado. Universidad Nacional de La Plata. Disponível em: <http://sedici.unlp.edu.ar/handle/10915/65746>. Acesso em 21/03/2022

DE BRITO, Moacyr Aureliano Gomes et al. Evaluation of the main MPPT techniques for photovoltaic applications. IEEE transactions on industrial electronics, v. 60, n. 3, p. 1156-1167, 2012. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/6196220>. Acesso em: 15/06/2022.

FERREIRA, Norma Sandra de Almeida. As pesquisas denominadas “Estado da Arte”. Educação e Sociedade, Campinas, v. 23, n. 79, p. 257-272, ago. 2002. Disponível em: <https://www.scielo.br/j/es/a/vPsyhSBW4xJT48FfrdCtqfp/?format=pdf&lang=pt>. Acesso em 01/04/2022.

FERRIANI, Vinícius Meirelles Pereira et al. Estudo do subsistema de suprimento de energia do satélite universitário ITASAT. XII ENCITA, 2006. Disponível em: http://labattmot.ele.ita.br/ele/cairo/My_Publications/2006/ENCITA2006_EnergiaITASAT.pdf. Acesso em 21/04/2022.

GERBER JR, Andrew J.; TRALLI, David M.; BAJPAI, Shyam N. Medium Earth Orbit (MEO) as an operational observation venue for NOAA's post GOES-R environmental satellites. In: Enabling Sensor and Platform Technologies for Spaceborne Remote Sensing. International Society for Optics and Photonics, 2005. p. 261-271. Disponível em: <https://www.spiedigitallibrary.org/conference-proceedings-of-spie/5659/0000/Medium-Earth-Orbit-MEO-as-an-operational-observation-venue-for/10.1117/12.577705.short>. Acesso em 23/03/2022.

JUNGBLUTH, N. et al. Photovoltaics. Sachbilanzen von Energiesystemen: Grundlagen für den ökologischen Vergleich von Energiesystemen und den Einbezug von Energiesystemen in Ökobilanzen für die Schweiz. ecoinvent report, n. 6-XII, 2009. Disponível em: http://bifne.de/fileadmin/bifne/userdata/Dokumente/2009_-_Jungbluth_et.al_-_Sachbilanzen_von_Energiesystemen_-_Photovoltaik.pdf. Acesso em: 01/04/2022.

JUNQUEIRA, Gabriella Carneiro; MAGALHÃES, Renato Oliveira de. Proposta de um Conversor DC/DC Bidirecional para aplicação em órbitas LEO. 2020. Disponível em: <http://mtc-m16d.sid.inpe.br/rep/8JMKD3MGPDW34R/433LJA2>. Acesso em 21/03/2022.

KNIER, Gil. How do photovoltaics work. Science@ NASA, 2002. Disponível em: <https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2002/solarcells/>. Acesso em 10/04/2022.

LI, Y.; ZHENG, T. Q.; ZHAO, C.; CHEN, J. Modeling and regulator design for three-input power systems with decoupling control. Journal of Power Electronics, The Korean Institute of Power Electronics, v. 12, n. 6, p. 912–924, 2012. *apud* RIOS, Clauson Sales do Nascimento. Controle Robusto Aplicado à Conversores DC-DC Multiportas Isolados para Sistemas de Suprimento de Energia. 2021. Disponível em: <https://repositorio.ufc.br/handle/riufc/60073>. Acesso em 28/02/2022.

MAGALHÃES, Renato Oliveira de. Estudo de avalanche térmica em um sistema de carga e descarga de bateria em satélites artificiais. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, 2012. Disponível em: <http://mtc-m16d.sid.inpe.br>. Acesso em 22/03/2022
PHAM, Van-Long; WADA, Keiji. Applications of triple active bridge converter for future grid and integrated energy systems. Energies, v. 13, n. 7, p. 1577, 2020. Disponível em: <https://www.mdpi.com/1996-1073/13/7/1577#>. Acesso em 25/03/2022.

MAGALHÃES, Renato Oliveira de; MOREIRA, Herbi Junior Pereira. Space power topology selection and its system level modeling and control. Journal of Aerospace Technology and Management, v. 12, 2020. Disponível em <https://www.scielo.br/j/jatm/a/GCZmRpQJwrFJPf3qBR7mVmf/?format=html&lang=en>. Acesso em: 10/04/2022.

MUKAI, Karla Nayumi et al. Síntese e caracterização de homojunções pn baseadas em filmes finos de aerogéis de ZnO-Na/ZnO-Al. 2022. Disponível em: <https://repositorio.ufsc.br/handle/123456789/231272>. Acesso em: 17/06/2022.

MALVINO, Albert P.; BATES, David J. Eletrônica-Vol. 1-8ª Edição. McGraw Hill Brasil, 2016.

PEREIRA, Nuno Miguel Couto. Simulação de regimes de carga e descarga em baterias. 2016. Tese de Doutorado. Instituto Superior de Engenharia de Lisboa. Disponível em: <https://core.ac.uk/download/pdf/83043004.pdf>. Acessado em 10/03/2022.

RIOS, Clauson Sales do Nascimento. Controle Robusto Aplicado à Conversores DC-DC Multiportas Isolados para Sistemas de Suprimento de Energia. 2021. Disponível em: <https://repositorio.ufc.br/handle/riufc/60073>. Acesso em 28/02/2022.

ROLA, Marcelo Coletto. Desenvolvimento conceitual do sistema de suprimento de energia e estrutural do CUBESAT SLIM-BR. UNIPAMPA, 2014. Disponível em: <https://repositorio.unipampa.edu.br/jspui/handle/riu/581>. Acesso em 01/03/2022.

SHER, Azmat; BAIG, Muhammad Shakeel. Design and simulation of small satellite power system in Simulink/MATLAB for preliminary performance estimation. In: 2019 16th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST). IEEE, 2019. p. 359-365. Disponível em: <http://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/8667115>. Acesso em 01/03/2022.

TAO, H.; KOTSOPOULOS, A.; DUARTE, J. L.; HENDRIX, M. A. Family of multiport bidirectional dc-dc converters. IEE Proceedings-Electric Power Applications, IET Digital Library, v. 153, n. 3, p. 451-458, 2006. *apud* RIOS, Clauson Sales do Nascimento. Controle Robusto Aplicado à Conversores DC-DC Multiportas Isolados para Sistemas de Suprimento de Energia. 2021. Disponível em: <https://repositorio.ufc.br/handle/riufc/60073>. Acesso em 28/02/2022.

TAO, H.; KOTSOPOULOS, A.; DUARTE, J.; HENDRIX, M. Multi-input bidirectional dc-dc converter combining dc-link and magnetic-coupling for fuel cell systems. In: IEEE. Industry Applications Conference, 2005. Fourtieth IAS Annual Meeting. Conference Record of the 2005. [S.l.], 2005. v. 3, p. 2021-2028. *apud* RIOS, Clauson Sales do Nascimento. Controle Robusto Aplicado à Conversores DC-DC Multiportas Isolados para Sistemas de Suprimento de Energia. 2021. Disponível em: <https://repositorio.ufc.br/handle/riufc/60073>. Acesso em 28/02/2022.

TRINDADE, Rafael Heleno Ladeira. Estudo das características de baterias recarregáveis possíveis de serem utilizadas no projeto Satélite Universitário, ITASAT. XII Encontro de Iniciação Científica e Pós-Graduação do ITA XII ENCITA, 2006. Disponível em: <http://www.bibl.ita.br/xiiencita/ELE-12.pdf>. Acesso em 10/01/2022.