



UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELETRÔNICA

Ramon de Araujo Borba

Plano de testes para módulos de gerenciamento de energia de CubeSats

Florianópolis
2024

Ramon de Araujo Borba

Plano de testes para módulos de gerenciamento de energia de CubeSats

Trabalho de Conclusão de Curso do Curso de Graduação em Engenharia Eletrônica do Centro Tecnológico da Universidade Federal de Santa Catarina para a obtenção do título de bacharel em Engenharia Eletrônica.
Orientador: Prof. Eduardo Augusto Bezerra, Dr.

Ficha de identificação da obra

A ficha de identificação é elaborada pelo próprio autor.

Orientações em:

<http://portalbu.ufsc.br/ficha>

Ramon de Araujo Borba

Plano de testes para módulos de gerenciamento de energia de CubeSats

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do Título de “bacharel em Engenharia Eletrônica” e aprovado em sua forma final pelo Curso de Graduação em Engenharia Eletrônica.

Florianópolis, [dia] de Fevereiro de 2024.

Prof. Fernando Rangel, Dr.
Coordenador do Curso

Banca Examinadora:

Prof. Eduardo Augusto Bezerra, Dr.
Orientador

Prof.(a) xxxx, Dr(a).
Avaliador(a)
Instituição xxxx

Prof.(a) xxxx, Dr(a).
Avaliador(a)
Instituição xxxx

Este trabalho é dedicado aos meus colegas de classe e aos meus queridos pais.

AGRADECIMENTOS

Inserir os agradecimentos aos colaboradores à execução do trabalho.

[illegible]

*“Texto da Epígrafe.
Citação relativa ao tema do trabalho.
É opcional. A epígrafe pode também aparecer
na abertura de cada seção ou capítulo.
Deve ser elaborada de acordo com a NBR 10520.”
(Autor da epígrafe, ano)*

RESUMO

No resumo são ressaltados o objetivo da pesquisa, o método utilizado, as discussões e os resultados com destaque apenas para os pontos principais. O resumo deve ser significativo, composto de uma sequência de frases concisas, afirmativas, e não de uma enumeração de tópicos. Não deve conter citações. Deve usar o verbo na voz ativa e na terceira pessoa do singular. O texto do resumo deve ser digitado, em um único bloco, sem espaço de parágrafo. O espaçamento entre linhas é simples e o tamanho da fonte é 12. Abaixo do resumo, informar as palavras-chave (palavras ou expressões significativas retiradas do texto) ou, termos retirados de thesaurus da área. Deve conter de 150 a 500 palavras. O resumo é elaborado de acordo com a NBR 6028.

Palavras-chave: Palavra-chave 1. Palavra-chave 2. Palavra-chave 3.

ABSTRACT

Resumo traduzido para outros idiomas, neste caso, inglês. Segue o formato do resumo feito na língua vernácula. As palavras-chave traduzidas, versão em língua estrangeira, são colocadas abaixo do texto precedidas pela expressão “Keywords”, separadas por ponto.

Keywords: Keyword 1. Keyword 2. Keyword 3.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Fluxo de testes geral de um CubeSat	21
Figura 2 – Diagrama de blocos do EPS 2.0	27
Figura 3 – Diagrama de blocos do RE ² PS	28

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Modelo A.	44
------------------------------	----

LISTA DE TABELAS

Tabela 2 – Matriz de testes do EPS 2.0.	33
---	----

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AIV	Assembly, Integration and Verification
BCR	Battery Charge Regulator
CDS	Cubesat Design Specification
COTS	Commercial-off-the-shelf
DET	Direct Energy Transfer
DoD	Depth of Discharge
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EPS	Electrical Power System
EPS 2.0	Electrical Power System 2.0
ESA	European Space Agency
I ² C	Inter Integrated Circuit
MPPT	Maximum Power Point Tracking
OBDH	On Board Data Handling
P&O	Perturb and Observe
PPT	Peak Power Transfer
PWM	Pulse Width Modulation
RE ² PS	Reliability Enhanced Electrical Power System
TT&C	Telemetry Tracking & Command
UART	Universal Asynchronous Receiver-Transmitter
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	FALHAS EM CUBESATS	15
1.2	PROJETOS DO SPACELAB	16
1.3	MOTIVAÇÃO	17
1.4	OBJETIVOS	17
1.4.1	Objetivo Geral	17
1.4.2	Objetivos Específicos	18
2	FUNDAMENTAÇÃO	19
2.1	O PADRÃO CUBESAT	19
2.2	NORMAS E PADRÕES DE TESTES	20
2.2.1	CubeSat Design Specification	20
2.2.2	European Cooperation for Space Standardization	20
2.2.2.1	<i>Verification Levels</i>	22
2.2.2.2	<i>Verification Stages</i>	22
2.2.2.3	<i>Model Philosophy</i>	22
2.2.2.4	<i>Qualification Testing</i>	22
2.2.2.5	<i>Acceptance Testing</i>	23
2.2.2.6	<i>Proto-Flight Testing</i>	23
2.3	TOPOLOGIAS E ARQUITETURAS DE EPS	23
2.3.1	Topologias	23
2.3.2	Arquiteturas	24
2.3.2.1	Aalto-2 EPS	24
2.3.2.2	ESTCube-1	25
2.3.2.3	GomSpace NanoPower P31u e BP4	26
2.3.2.4	EPS 2.0	26
2.3.2.5	RE ² PS	28
2.3.3	Considerações	29
2.4	CAMPANHAS DE TESTE DE EPS	30
2.4.1	Aalto-2	30
2.4.2	ESTCube-1	31
2.4.3	MIST	31
2.4.4	EPS 2.0	32
3	METODOLOGIA	36
4	DESENVOLVIMENTO	37
5	PLANO DE TESTES BASE	39
6	ESTUDO DE CASO - EPS 2.0	40
7	CONCLUSÃO	41

REFERÊNCIAS	42
APÊNDICE A – DESCRIÇÃO	44
ANEXO A – DESCRIÇÃO	45

1 INTRODUÇÃO

Desde a criação do padrão CubeSat em 1999, nano satélites tem sido utilizados em cada vez mais aplicações. Tendo se popularizado inicialmente no meio acadêmico, possibilitando à universidades o desenvolvimento de missões espaciais de baixo custo, atualmente estes satélites são utilizados para diversas aplicações, como observado em Sweeting (2018).

Inicialmente os CubeSats, que seguem as especificações definidas no documento Cubesat Design Specification (CDS) (CAL POLY, 2022), serviam um propósito acadêmico, com aplicações de demonstração de tecnologia, experimentos científicos. Porém, recentemente, aplicações comerciais de nanosatélites e CubeSats tem ganhado espaço, tanto que em 2014 o numero de lançamentos de nanosatélites com propósito comercial ultrapassou os de propósito acadêmico (SWEETING, 2018).

Com o advento de conceitos como “New Space” e a percepção de sua utilidade comercial, os CubeSats estão entrando no radar de grandes empresas (SWEETING, 2018), inclusive sendo utilizados em missões espaciais de grandes instituições como a NASA no programa Artemis, que utilizará de CubeSats em sua missão com o objetivo de explorar a lua (NASA, 2020).

1.1 FALHAS EM CUBESATS

Com a proposta de baixo custo, rapido desenvolvimento e uso de componentes Commercial-off-the-shelf (COTS), a confiabilidade dos CubeSats foi significativamente reduzida em relação à satélites de grande porte, que utilizam componentes robustos desenvolvidos especificamente para aplicações espaciais e passam por processos rigorosos de testes, validação e qualificação. Como consequencia disso, observaram-se grandes taxas de falhas em missões de CubeSats.

Conforme Bouwmeester e Guo (2010), até 2010, cerca de 32% dos lançamentos de nanosatélites resultaram em falha, e considerando apenas os lançamentos bem sucedidos, apenas cerca de 48% das missões tiveram sucesso total.

O estudo de Swartwout (2013), similarmente aponta taxas de falha de aproximadamente 50% em missões acadêmicas de CubeSat. Também neste estudo, esta alta taxa é atribuída a uma carência de testes funcionais a nível de integração dos satélites, visto que, em missões acadêmicas, devido a cronogramas justos ou orçamentos limitados, costuma-se realizar apenas os testes ambientais requeridos para lançamento. Segundo o autor, estes testes são fundamentais para identificar possíveis falhas na operação do satélite.

No trabalho de Langer e Bouwmeester (2016), que analisou a causa de falha de diversos CubeSats lançados até 2014, aponta-se o Electrical Power System (EPS) como principal módulo causador de falhas em CubeSats.

Para satélites de propósito educacional, de demonstração tecnológica, essa baixa

confiabilidade é tolerável, visto que parte do objetivo destas missões inclui proporcionar experiência e capacitação para estudantes. Porém, é inaceitável para aplicações comerciais (CHO *et al.*, 2012).

Esta taxa de falha, no entanto, vem se reduzindo desde então, com uma taxa de apenas 10% de falhas em lançamentos em 2018 (MONTEIRO *et al.*, 2019). O aumento no número de aplicações comerciais, desenvolvidas por equipes mais experientes e com mais recursos, é um dos fatores que tem contribuído para essa mudança. Outro fator importante, como relatado em Monteiro *et al.* (2019), missões acadêmicas tem dado maior atenção aos processos de Assembly, Integration and Verification (AIV).

Nota-se também que, em missões de CubeSats mais recentes, foram adotados procedimentos e padrões mais rigorosos, não só em relação à testes, mas em todo o processo de engenharia de sistemas e gerenciamento da missão como um todo. Trabalhos como Mariano *et al.* (2020) e Tiseo *et al.* (2019), por exemplo, tomaram como referência os padrões determinados pela European Cooperation for Space Standardization (ECSS), utilizados pela European Space Agency (ESA) e diversas outras agências espaciais da Europa. Incluir GOLDS/Catarina?

1.2 PROJETOS DO SPACELAB

O FloripaSat-1, descrito em Mariano *et al.* (2020), foi o primeiro CubeSat desenvolvido e lançado pelo SpaceLab, uma missão de demonstração tecnológica de sua plataforma de serviço multi-missão, totalmente desenvolvida por estudantes da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC).

A plataforma de serviço FloripaSat consiste de três módulos principais, On Board Data Handling (OBDH), responsável pelo controle e gerenciamento de dados, Telemetry Tracking & Command (TT&C), responsável pela comunicação com as estações terrestres e recepção de telecomandos, e EPS, responsável pela coleta, armazenamento e distribuição de energia.

Após o lançamento do FloripaSat-1, o SpaceLab continuou desenvolvendo e aprimorando sua plataforma de serviço para futuras missões, resultando no desenvolvimento da segunda geração de módulos, que em conjunto formam a plataforma FloripaSat-2 (MARCELINO *et al.*, 2023).

O Electrical Power System 2.0 (EPS 2.0) é a segunda geração de módulo EPS desenvolvido para a plataforma multi-missão do laboratório, será utilizado nas missões GOLDS-UFSC e Constelação Catarina e encontra-se nos estágios finais de desenvolvimento. Este EPS é uma evolução direta do módulo utilizado no FloripaSat-1, seguindo a mesma arquitetura, porém, aplicando as lições aprendidas com o primeiro lançamento.

Visto que o EPS é o principal causador de falhas em CubeSats, iniciou-se também no SpaceLab a concepção do Reliability Enhanced Electrical Power System (RE²PS), com o objetivo de desenvolver um módulo de EPS de alta confiabilidade e robustez, tanto

em termos de resistência à radiação quanto resistência a falhas.

No momento da escrita deste trabalho, o primeiro modelo de engenharia do RE²PS está em processo de fabricação. Também, a terceira geração de módulos para a plataforma multi-missão está em fase inicial de desenvolvimento, o que implicará no design de ainda mais um modelo de EPS feito no SpaceLab.

Com diferentes projetos, em diferentes estágios de desenvolvimento e diferentes arquiteturas de EPS sendo utilizadas nas missões do laboratório, percebeu-se a necessidade de aprimorar os procedimentos de teste utilizados, especialmente na etapa de qualificação, assim como a necessidade de avaliar a performance dos diferentes módulos de EPS.

1.3 MOTIVAÇÃO

Como observado anteriormente, processos de AIV mais rigorosos, seguindo padrões como ECSS adaptados para o cenário de um nanosatélite, tem sido aplicados em missões envolvendo CubeSats, mais especificamente, na etapa de qualificação do satélite como um todo. Porém, em se tratando dos módulos individualmente, especificamente módulos de EPS, não se observam os mesmos cuidados e estruturação nos procedimentos de teste e a adoção desses padrões, quando mencionados, como em Barra (2019), ainda é de forma bastante simplificada.

Neste contexto, propõe-se então a elaboração de um plano de testes, baseado nos padrões da ECSS, a ser utilizado para qualificação dos módulos de EPS desenvolvidos pelo SpaceLab.

Este trabalho consistira na realização de uma revisão de topologias e arquiteturas de EPSs para CubeSats, seguida por uma análise das normas ECSS-E-ST-10-02 (ECSS SECRETARIAT, 2018) e ECSS-E-ST-10-03 (ECSS SECRETARIAT, 2022b) relacionadas ao processo de verificação e testes de forma a propor uma série de orientações e requisitos para a elaboração de um plano de testes voltado para EPSs de CubeSats, e que possa ser aplicado a diferentes topologias e arquiteturas. Por fim, como demonstração, será elaborado um plano de testes para o EPS 2.0, seguindo as orientações propostas.

1.4 OBJETIVOS

Nas seções abaixo estão descritos o objetivo geral e os objetivos específicos deste trabalho.

1.4.1 Objetivo Geral

Propor uma estrutura de plano de testes aplicável à diferentes topologias de módulos de EPSs de CubeSats baseado nos padrões da ECSS.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Analisar as normas da ECSS relacionadas a procedimentos de teste.
- Identificar os principais blocos de teste necessários.
- Identificar os principais funções e características de um EPS a serem testados.
- Propor uma estrutura de documentação para os testes.
- Desenvolver um plano de testes para o EPS 2.0 baseado na proposta deste trabalho.

2 FUNDAMENTAÇÃO

2.1 O PADRÃO CUBESAT

Os CubeSats são nanosatélites padronizados, com critérios de tamanho, forma e peso específicos. Satélites neste padrão são compostos por uma ou mais unidades em formato cúbico, com aresta de 10cm e massa de até 2kg (CAL POLY, 2022). Cada unidade é chamada "1U", ou seja, um CubeSat formado por três unidades é categorizado com um CubeSat 3U.

Este padrão surgiu, em 1999, de um projeto colaborativo entre os professores Bob Twiggs (Stanford University) e Jordi Puig-Suari (California Polytechnic State University), chamado CubeSat Project, que tinha como objetivo promover o acesso ao ambiente espacial através da redução de custos e de tempo de desenvolvimento, possibilitando lançamentos mais frequentes (CAL POLY, 2022).

Pode-se identificar um conjunto de subsistemas fundamentais presentes no design de boa parte dos CubeSats. Os trabalhos de **x e Y** identificam os seguintes principais subsistemas:

- Gerenciamento de energia;
- Gerenciamento de dados (computador de bordo);
- Comunicação;
- Determinação e controle de atitude e órbita;
- Estrutura mecânica;
- Controle térmico;
- Propulsão.

Cada subsistema é geralmente implementado em um módulo dedicado, chamado módulo de serviço, e o conjunto destes módulos forma a plataforma de serviço do satélite, responsável por todas as funções e operações fundamentais de um Cubesat. De fato, no livro de **chantal**, são apresentados tais módulos e discutidos os principais aspectos a serem considerados para o design e implementação de cada subsistema.

Além da plataforma de serviço, os CubeSats também são equipados com cargas úteis, ou payloads, que são os módulos responsáveis por realizar os objetivos específicos de cada missão.

2.2 NORMAS E PADRÕES DE TESTES

A principal referência a ser seguida em uma missão envolvendo CubeSats é o CubeSat Design Specification, ou CDS (CAL POLY, 2022), que é o documento que define as especificações do padrão CubeSat.

Além do CDS, recentemente, tem-se exemplos de missões de CubeSat seguindo os padrões e normas da ECSS, como Mariano *et al.* (2020), Tiseo *et al.* (2019) e Barra (2019), tanto para etapa de testes quanto para desenvolvimento da missão como um todo.

Ambas estas referências introduzem conceitos e requisitos relevantes à elaboração de um plano de testes que serão apresentados a seguir.

2.2.1 CubeSat Design Specification

O CDS é um documento contendo as especificações e requisitos básicos e servindo como ponto de partida para o design de CubeSats de 1U a 12U, mantido pela California Polytechnic State University. Requisitos gerais, mecânicos, elétricos, de operação e de testes são especificados, definindo as características básicas que constituem um nanosatélite da classe CubeSat.

Os requisitos de testes descritos no CDS estão focados em testes ambientais para o CubeSat como um todo, já em estágio de qualificação para o lançamento. Como filosofia de testes, o CDS propõe as seguintes etapas: *qualification*, *acceptance* e *proto-flight*, executadas conforme o diagrama mostrado na Figura 1.

Os principais testes indicados pelo CDS são:

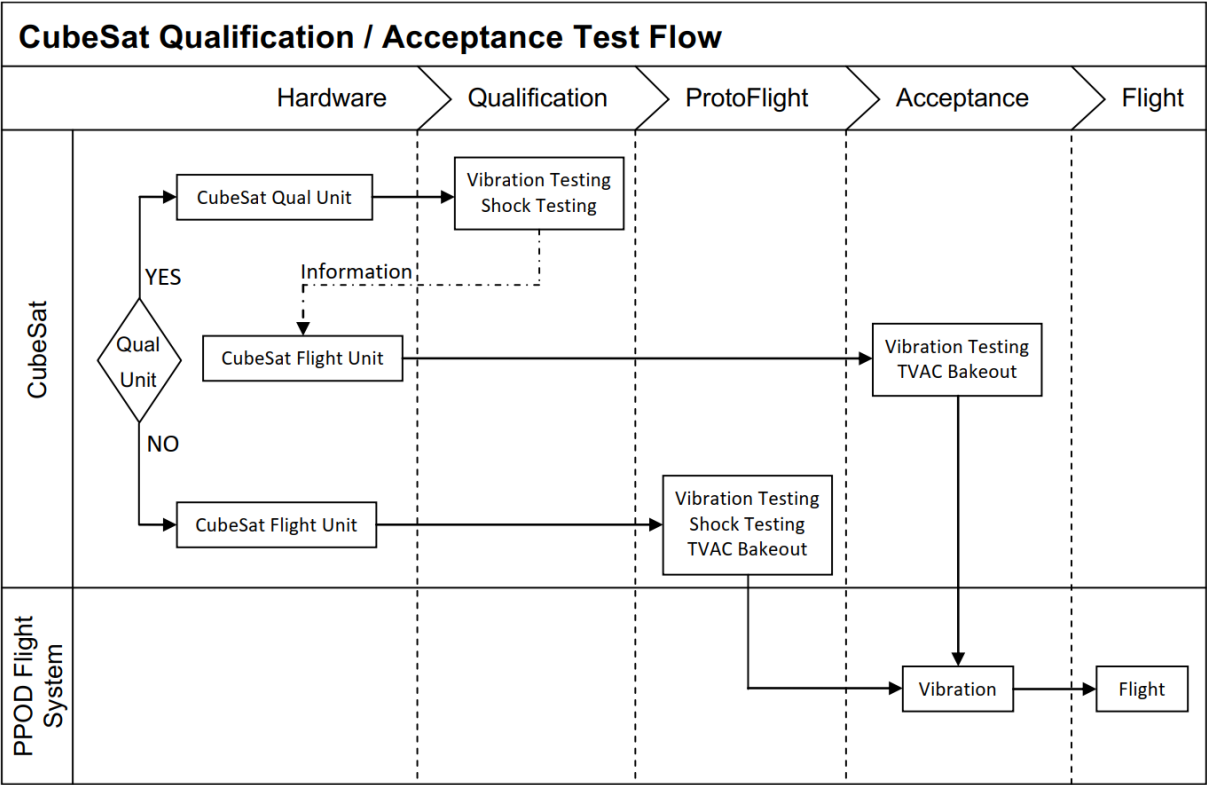
- Testes de vibração;
- Termo vácuo e bakeout;
- Testes de choque;
- Inspeção visual;

É importante ressaltar que estes requisitos de teste, bem como os parâmetros (intensidade, duração, etc...) de cada teste para cada etapa, como enfatizado no próprio documento, são apenas preliminares e servem somente como base. Os requisitos de teste oficiais para lançamento serão gerados pelo provedor do lançamento, e sempre tomarão precedência em relação aos requisitos do CDS ou a qualquer outro conjunto de requisitos.

2.2.2 European Cooperation for Space Standardization

A European Cooperation for Space Standardization, ou ECSS, é uma colaboração entre a ESA, a indústria espacial europeia e diversas outras agências espaciais, responsável

Figura 1 – Fluxo de testes geral de um CubeSat



Fonte: Cal Poly (2022).

por desenvolver e manter um conjunto de normas e padrões relacionados a atividades espaciais. Essas normas e padrões cobrem diversas disciplinas, como gerenciamento, engenharia, controle de qualidade e sustentabilidade.

Dentro do ramo de engenharia, tem-se os documentos ECSS-E-ST-10-02 (ECSS SECRETARIAT, 2018), ECSS-E-HB-10-02 (ECSS SECRETARIAT, 2010), ECSS-E-ST-10-03 (ECSS SECRETARIAT, 2022b) e ECSS-E-HB-10-03 (ECSS SECRETARIAT, 2022a), que determinam requisitos para os processos de verificação e testes. Estes documentos são redigidos de forma genérica, com o objetivo de que, a partir de um processo de tailoring, possa-se aplicar estas normas e padrões em diversos níveis, tando ao satélite completo quanto a um módulo isoladamente. Como complemento às normas ECSS-E-ST-10-02 e ECSS-E-ST-10-03, tem-se tabmém o documento ECSS-S-ST-00-01 (ECSS SECRETARIAT, 2023), um glossário onde diversos termos e definições utilizados nas demais normas são apresentados. Vale ressaltar também que estes documentos não são específicos para nanosatélites, mas foram pensados para satélites de médio e grande porte, onde se necessita uma rigorosidade extrema nos processos de AIV. Portanto deve-se levar em consideração o cenário de uma missão de CubeSat e fazer as adaptações necessárias ao se aplicar estas normas, especialmente em uma missão universitária, visando simplicidade, baixo custo e rápido desenvolvimento.

De acordo com as normas citadas acima, testes são considerados como um dos métodos utilizados para o processo de verificação. Com isso, apesar deste trabalho ser focado em testes, alguns conceitos relacionados ao processo de verificação, introduzidos em (ECSS SECRETARIAT, 2018), como *verification levels*, *verification stages* e *model philosophy*, influenciam diretamente nos objetivos e na elaboração do plano de testes.

Similarmente à filosofia de testes apresentada pelo CDS, em ECSS Secretariat (2022b) tem-se os conceitos de *qualification testing*, *acceptance testing* e *proto-flight testing*, que determinam os objetivos do plano de testes.

2.2.2.1 *Verification Levels*

Os níveis de verificação estão relacionados à decomposição do produto final, neste caso um CubeSat. Estes níveis podem variar de acordo com a complexidade do projeto. Os níveis de decomposição típicos são mostrados no anexo B.1 de ECSS Secretariat (2023).

O processo de verificação é executado em cada um dos níveis definidos para um projeto ou missão.

2.2.2.2 *Verification Stages*

O processo de verificação é feito em estágios, com objetivos específicos. Os principais estágios apresentados em ECSS Secretariat (2018) são *qualification*, *acceptance*, *pre-launch*, *in-orbit*, e *post-landing*. Falar de todos os estágios aqui ou já selecionar apenas os aplicáveis à CubeSats e módulos EPS?

O estágio de *qualification* visa garantir que o design proposto para a missão é capaz de cumprir com os requisitos no ambiente esperado.

O estágio de *acceptance* visa demonstrar que o modelo final modelo físico de vôo está em conformidade com o design qualificado previamente

2.2.2.3 *Model Philosophy*

O conceito de *model philosophy* está relacionado ao tipo e quantidade de modelos físicos utilizados durante o desenvolvimento, verificação e testes.

Em (ECSS SECRETARIAT, 2010), diversos tipos de modelos são apresentados e descritos. Considerando uma missão de CubeSat, os principais modelos aplicáveis são: modelo de engenharia, modelo de qualificação, modelo de proto-flight e modelo de vôo. Descrever os modelos?

2.2.2.4 *Qualification Testing*

Testes de qualificação (chamado *qualification testing* na ECSS-E-ST-10-03) tem o objetivo de verificar que o design do objeto sobre teste é capaz de satisfazer todos os

seu requisitos. Estes testes são conduzidos em modelos de qualificação dedicados e com parâmetros de teste (intensidade, duração) específicos.

2.2.2.5 *Acceptance Testing*

Testes de aceitação (chamado *qualification testing* na ECSS-E-ST-10-03) tem o objetivo de verificar que o objeto sobre teste está em conformidade com o design que foi qualificado previamente e se encontra livre de defeitos de fabricação. Estes testes são conduzidos em todos os modelos de vôo e com parâmetros de teste (intensidade, duração) específicos para *acceptance testing*.

2.2.2.6 *Proto-Flight Testing*

Testes de proto-flight (chamado *proto-flight testing* na ECSS-E-ST-10-03) podem ser executados no primeiro modelo de vôo e combinam os objetivos dos testes de qualificação e aceitação. Os parâmetros de teste (intensidade, duração) utilizam as intensidades definidas para qualificação com as durações definidas para aceitação.

2.3 TOPOLOGIAS E ARQUITETURAS DE EPS

Nesta seção serão apresentadas diferentes topologias e arquiteturas de EPS para CubeSats com o intuito de identificar os principais aspectos e características relevantes para a criação de um plano de testes.

Neste trabalho, topologia se refere a uma visão de alto-nível dos principais blocos funcionais do sistema e arquitetura se refere ao modo como uma dada topologia é implementada.

2.3.1 Topologias

Um módulo EPS é composto por alguns elementos básicos, mostrados na [Figura X](#). O sistema de harvesting é responsável por extrair energia dos painéis solares, que são a fonte primária de energia dos CubeSats. O sistema de armazenamento de energia é utilizado para alimentar o satélite em períodos de eclipse ou em situações de alta demanda de energia. O sistema de distribuição é responsável por entregar a energia coletada e armazenada pelo EPS de forma adequada às cargas. Cargas típicas de um EPS envolvem desde os módulos de serviço, como OBDH e TT&C, quanto cargas úteis que variam conforme os objetivos de cada missão. O barramento que interliga estes elementos, no contexto deste trabalho, será chamado de barramento principal.

O estudo de Edpuganti *et al.* (2022) mostra uma revisão de diferentes topologias de EPS utilizados em diversas missões e propõe uma forma de classificá-los de acordo com quatro aspectos principais em comum nas diversas topologias:

- Estágios de conversão;
- Tipo de distribuição;
- Tipo de sistema de harvesting;
- Regulação do barramento principal;

Estágios de conversão refere-se à quantidade de conversões de energia realizadas até que a energia dos painéis ou baterias seja entregue às cargas. Até o momento, encontram-se em publicações ou patentes apenas topologias com múltiplos estágios de conversão para EPSs de CubeSats (EDPUGANTI *et al.*, 2022).

Em relação à localização dos conversores dos barramentos de saída, tem-se topologias centralizadas, com os conversores localizados num mesmo local ou na mesma PCB, ou distribuída, com os conversores localizados em diferentes locais ou PCB com o intuito de estarem fisicamente mais próximos às cargas.

Em relação ao tipo de sistema de harvesting, que realiza a interface com os painéis solares, tem-se topologias com Direct Energy Transfer (DET), onde os painéis são conectados diretamente ao sistema de armazenamento e/ou aos reguladores das cargas, ou topologias com Peak Power Transfer (PPT), onde os painéis são conectados à conversores dc-dc operados de forma a realizar Maximum Power Point Tracking (MPPT). Adicionalmente, no estudo de Kessler Slongo *et al.* (2020), diferenciam-se entre utilização de conversores discretos ou via circuitos integrados, e também apresenta-se a utilização de reguladores VLDO para interfacear com os painéis solares.

Em relação à regulação do barramento principal, tem-se topologias com barramento principal regulado, onde há um conversor regulando o mesmo para uma tensão de referência, não-regulado, onde os terminais da bateria são conectados diretamente ao barramento, ou parcialmente regulado, em que o barramento é regulado apenas durante o período iluminado da órbita.

2.3.2 Arquiteturas

A seguir serão analisadas as arquiteturas de diferentes modelos de EPS, tanto de desenvolvimento próprio quanto modelos comerciais, a fim de identificar aspectos e características em comum relevantes para o desenvolvimento do plano de testes.

2.3.2.1 Aalto-2 EPS

O EPS desenvolvido para o satélite Aalto-2, descrito em Hemmo (2013), utiliza uma topologia de distribuição centralizada, conversão multiestágio, sistema de harvesting com PPT e barramento principal não regulado. Além disso, possui um microcontrolador MSP430 para controle e monitoramento e redundâncias em hardware para as funcionalidades principais como conversores DC-DC, reguladores de carga de bateria e MPPT.

O sistema de harvesting deste EPS possui dois canais com CIs dedicados para a realização de MPPT. O conjunto de painéis solares de cada eixo, X e Y, é ligado ao barramento principal através de um Battery Charge Regulator (BCR), neste caso o LT3652.

Para armazenamento de energia o EPS do Aalto-2 utilizará duas células de baterias em paralelo (configuração 1s2p). O modelo das baterias ainda não havia sido determinado, porém a inclusão de circuitos de proteção contra over-charge e over-discharge, assim como a necessidade de um sistema de aquecimento para as baterias já estavam previstos.

O sistema de distribuição consiste em dois barramentos, de 3.3V e 5V, utilizando os reguladores LTC1875 e LTC3122 respectivamente. Cada barramento possui reguladores duplicados em redundância fria. Possui também um barramento dedicado para alimentar o microcontrolador. Para controle dos barramentos foram utilizados MOSFETs MAX890L, que além de atuarem como chaves, possuem limitação de corrente proporcionando proteção contra over-current. Além disso, corrente e tensão nos barramentos são monitoradas pelo microcontrolador.

Para controle e monitoramento, foi utilizado o microcontrolador MSP430-F1611. Tensões, correntes e temperaturas são medidas através do CI LTC2991. Os seguintes dados de telemetria são monitorados e transmitidos ao computador de bordo pelo EPS:

- Tensões, correntes e temperaturas dos painéis solares.
- Tensões, correntes e temperaturas de cada célula das baterias.
- Status de carga das baterias.
- Tensões e correntes nos barramentos de saída do EPS.

2.3.2.2 ESTCube-1

O EPS desenvolvido para o satélite ESTCube-1, descrito em Pajusalu *et al.* (2014), utiliza uma topologia de distribuição centralizada, conversão multiestágio, sistema de harvesting com PPT e barramento principal não regulado. Possui também um microcontrolador para controle e monitoramento e inclui redundâncias em hardware.

O sistema de harvesting é composto por três canais de MPPT. Cada canal utiliza um chip SPV1040 para a realizar o MPPT de um conjunto de painéis correspondente a um dos eixos do satélite.

Duas células de bateria de íon de lítio são utilizadas para armazenamento, com monitoramento de tensão, corrente e temperatura. Cada célula é conectada ao barramento principal através de duas chaves de potência TPS2557, controlando as direções de carga e descarga separadamente e servindo como proteção.

O sistema de distribuição é composto por três barramentos, 3.3V, 5V e 12V, utilizando os reguladores LTC3440 para os barramentos de 3.3V e 5V, e LM2700 para o

barramento de 12V. Cada barramento possui os conversores duplicados em redundância quente. O microcontrolador e outros circuitos do EPS são alimentados por um barramento secundário dedicado. Os barramentos possuem também chaves de potência, TPS2551 ou TPS2557, com proteção contra over-current, que conectam os reguladores tanto ao barramento principal quanto aos barramentos de saída.

O controle deste EPS é realizado por um microcontrolador ATmega1280 e utiliza de memórias FRAM para armazenamento do firmware, variáveis de controle e variáveis de estado. Comunicação com os outros módulos do satélite é feita via Universal Asynchronous Receiver-Transmitter (UART). O monitoramento é realizado através de 44 sensores de tensão e corrente em diversos pontos do sistema e um conjunto de ADCs dedicados, além ADC interno do microcontrolador.

Este EPS é responsável por realizar os procedimentos de inicialização do satélite pós lançamento e também por controlar o rádio de transmissão do beacon.

2.3.2.3 GomSpace NanoPower P31u e BP4

O NanoPower P31u (NANOPOWER P31U..., 2023) é um modelo comercial de EPS fabricado pela empresa GomSpace. Utiliza uma topologia de distribuição centralizada, conversão multiestágio, sistema de harvesting com PPT e barramento principal não regulado. Possui também um microcontrolador para controle, configuração e comunicação.

O sistema de harvesting consiste de três canais com conversores para realização de MPPT, controlados pelo microcontrolador.

O sistema de distribuição utiliza de dois barramentos regulados, de 3.3V e 5V, e seis canais de saída controlados por chaves de potência com limitação de corrente, configuráveis individualmente para 3.3V ou 5V.

Um microcontrolador é responsável pelo gerenciamento do EPS e o comportamento pode ser configurado pelo usuário via interface Inter Integrated Circuit (I²C). Dentre as funcionalidades tem-se: modo de operação do MPPT, acesso aos logs de tensões, correntes e temperaturas em diversos pontos do sistema, acionamento de aquecedor de baterias, controle dos canais de saída.

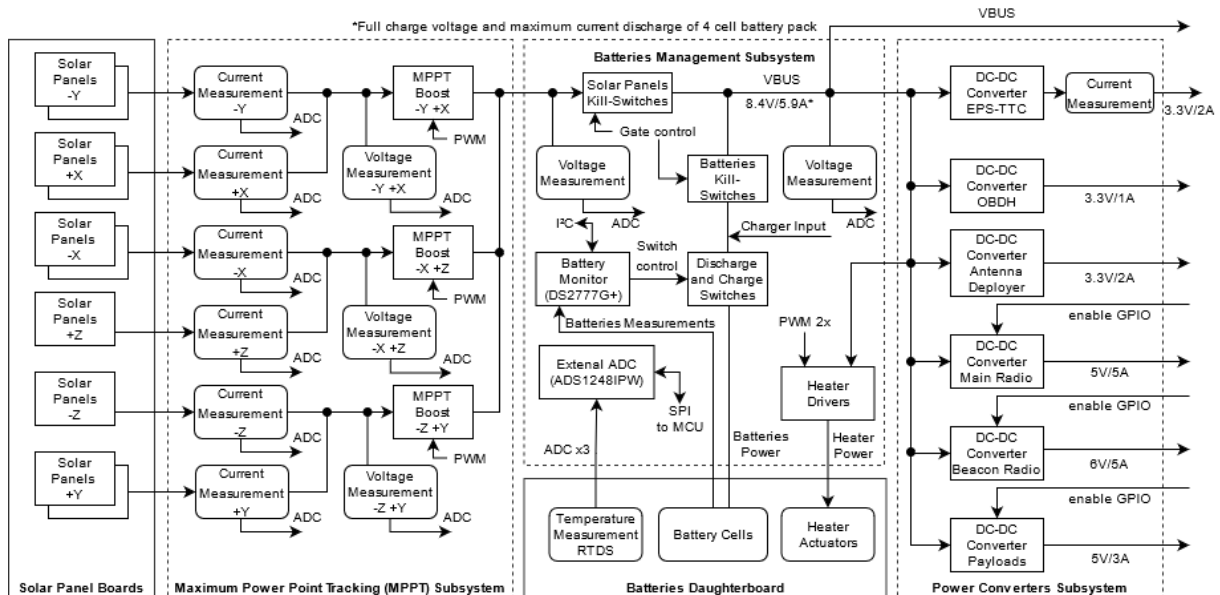
Este EPS é comumente utilizado em conjunto com o módulo de baterias NanoPower BP4 (NANOPOWER BP4..., 2023), que é uma das opções de armazenamento oferecidas pela empresa GomSpace. Este módulo utiliza quatro células de baterias de íon de lítio configuradas em 2s-2p ou 4s-1p. Possui sensores de temperatura com interface digital e aquecedor para as baterias.

2.3.2.4 EPS 2.0

O EPS 2.0 é a segunda geração de módulo EPS projetado para a plataforma multi-missão desenvolvida no SpaceLab, será utilizado nas missões GOLDS-UFSC e Constelação Catarina e encontra-se nos estágios finais de desenvolvimento. Este EPS é uma evolução

direta do módulo utilizado no FloripaSat-1 (MARIANO *et al.*, 2020). A documentação do EPS 2.0 pode ser encontrada em (SPACELAB, 2023a), a Figura 2 mostra o diagrama de blocos deste sistema.

Figura 2 – Diagrama de blocos do EPS 2.0



Fonte: SpaceLab (2023a).

Este módulo implementa uma topologia de distribuição centralizada, com múltiplos estágios de conversão, sistema de harvesting com PPT e barramento principal não regulado. Possui também um microcontrolador para operação, leitura de sensores e comunicação com os demais módulos do satélite.

O sistema de harvesting consiste em três canais com conversores boost discretos e sensores de tensão e corrente, controlados individualmente pelo microcontrolador para realizar MPPT, utilizando o algoritmo de Perturb and Observe (P&O).

O sistema de distribuição consiste em seis barramentos com conversores dedicados, de 3.3V, 5V ou 6V, para cada um dos módulos do satélite, que podem ser ativados ou desativados individualmente.

O sistema de armazenamento consiste de um sistema de monitoramento (chamado *Batteries Management Subsystem* na Figura 2) e de um módulo de baterias separado (chamado *Batteries Daughterboard* no diagrama da Figura 2), que pode ser acoplado ao EPS 2.0. O módulo de baterias contém 4 células de baterias de íon de lítio em configuração 2s-2p, bem como sensores de temperatura e aquecedores que podem ser lidos e controlados pelo microcontrolador do EPS. O sistema de monitoramento é realizado pelo CI DS2777G+, que realiza leituras de tensão e corrente das baterias, proteção contra over-charge e over-discharge, estimativas de vida útil e monitoramento do estado de carga das baterias. Os sensores de temperatura são lidos por um conversor AD dedicado ADS1248 e utilizados

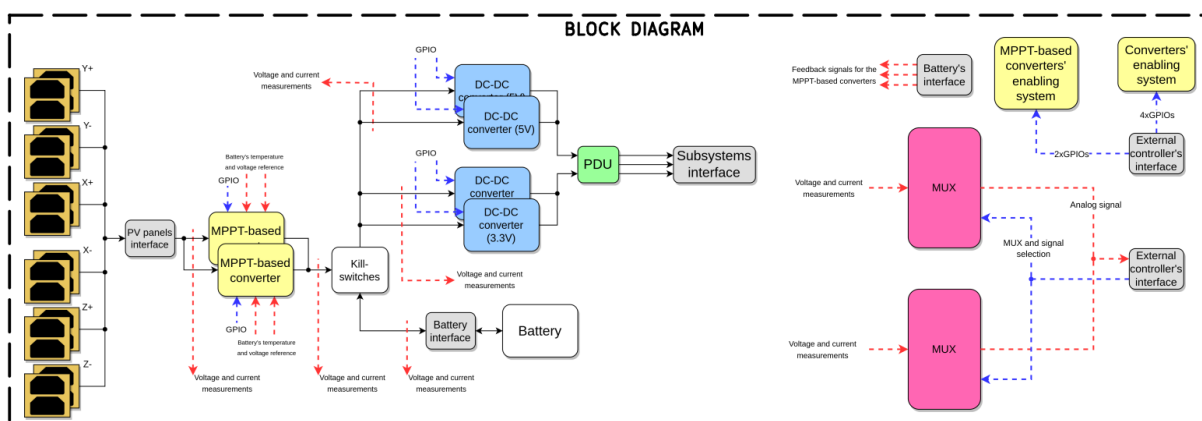
para controle dos aquecedores de bateria, os driver para acionamento dos aquecedores, assim como o conversor AD, ficam no próprio EPS e são controlados pelo microcontrolador.

O microcontrolador utilizado é um MSP430F6659 de 16 bits e de baixo consumo. Suas principais funções são: leitura de sensores, comunicação com os demais módulos, monitoramento das baterias, controle dos aquecedores de bateria e execução do algoritmo paraMPPT.

2.3.2.5 RE²PS

O RE²PS é um módulo de EPS que está sendo desenvolvido pelo SpaceLab com o objetivo de atingir alta confiabilidade e robustês, tanto em termos de resistência à radiação quanto resistência a falhas. No momento da escrita deste trabalho, o primeiro modelo de engenharia do RE²PS está em processo de fabricação. Na Figura 3 observa-se o diagrama de bolcos deste sistema.

Figura 3 – Diagrama de blocos do RE²PS



Fonte: SpaceLab (2023c).

Este módulo possui sistema de distribuição centralizado, sistema de harvesting co PPT, múltiplos estágios de conversão e barramento principal não regulado. Possui redundâncias em hardware nos principais subsistemas e não utiliza microcontrolador, visando aumentar a robustês à radiação.

O sistema de harvesting consiste em um barramento com dois BCRs BQ24650, configurados em redundância fria, para realização de MPPT e sensores de corrente e tensão na entrada e saída dos reguladores.

O sistema de armazenamento, similarmente ao EPS 2.0, utilizará um módulo de baterias dedicado, atualmente em estágio inicial de desenvolvimento. **Confirmar!!**

O sistema de distribuição é composto por dois barramentos regulados, de 3.3V e 5V, seis canais de saída controlados individualmente e sensores de tensão e corrente em diversos pontos. Cada barramento utiliza dois reguladores LTC3833 configurados em

redundância fria e sensor de tensão à saída do regulador. Os canais de saída possui também sensores de corrente individuais para monitoramento.

Os sinais de todos os sensores podem ser acessados e lidos através de um multiplexador analógico presente no EPS.

2.3.3 Considerações

Observando as topologias e arquiteturas de diferentes projetos, pode-se identificar uma série de características comumente presentes no design de um módulo EPS e relevantes para a etapa de testes:

- Múltiplos estágios de conversão;
 - Reguladores para MPPT;
 - Reguladores para bateria (BCR);
 - Reguladores para os barramentos de saída;
- Controle dos barramentos (chaves de potência);
- Circuitos de proteção;
 - Proteção dos barramentos;
 - Proteção das baterias;
- Aquecimento de baterias;
- Monitoramento;
 - Tensão e corrente nos barramentos;
 - Tensão e corrente nas baterias;
 - Temperatura das baterias;
- Presença de microcontrolador;
 - Firmware;
 - Protocolos de comunicação;
 - Leitura/escrita de dados;
 - Funções específicas;

Evidentemente, um determinado design de EPS pode não conter todas estas aspectos simultaneamente, porém, com o intuito de criar um plano de testes destinado a módulos de EPS no geral, todos estes aspectos serão levados em consideração. Com isso, o mesmo poderá ser aplicado à diferentes módulos, com diferentes arquiteturas, selecionando-se os blocos de teste relevantes para dada arquitetura.

2.4 CAMPANHAS DE TESTE DE EPS

Além da arquitetura dos módulos, alguns dos trabalhos analisados apresentaram também os testes realizados em seus EPSs, que serão apresentados a seguir.

2.4.1 Aalto-2

No trabalho de Hemmo (2013), é descrito o planejamento de testes para o EPS do satélite Aalto-2, assim como são relatados os resultados de testes executados em um modelo protótipo do mesmo.

O planejamento de testes descrito referenciou-se nas orientações do CDS e suas filosofias de teste. No momento da escrita do trabalho de Hemmo (2013), estavam previstos a fabricação de um modelo de engenharia para realização de testes funcionais e, posteriormente, a fabricação de um modelo de qualificação ou proto-flight para os testes de qualificação.

Os testes relatados no trabalho foram executados em um modelo protótipo nos estágios iniciais de desenvolvimento, sem o microcontrolador integrado ao módulo. Foram relatados os seguintes testes:

- Funcionamento dos conversores DC-DC;
- Eficiência do sistema de harvesting (conversores BCR);
- Testes dos circuitos de proteção;
- Testes de burn-in;

O funcionamento dos conversores DC-DC foi testado aplicando-se diferentes cargas (incrementalmente até atingirem-se os valores descritos nos requisitos do módulo) à saída e medindo-se tensões e correntes de entrada e saída a fim de obter-se a eficiência. Como os conversores possuem redundância, foram testados tanto individualmente quanto em funcionamento paralelo (redundância quente). Os resultados foram então comparados com os requisitos e também com as informações disponíveis nos datasheets dos conversores, visto que são componentes COTS.

O sistema de harvesting foi testado simulando-se o ponto de operação dos painéis solares com fontes de bancada e aplicando-se um reostato ao barramento das baterias. Foram medidas tensões e correntes à entrada e saída dos conversores BCR utilizados para realizar MPPT a fim de obter-se a eficiência. Os resultados foram então comparados com os requisitos.

Para proteção contra over-current é utilizado o componente MAX890L. Sua operação foi testada aplicando-se passagem de corrente ao componente de forma incremental até que o limite imposto fosse atingido.

O teste de burn-in consistiu em aplicar uma alta demanda de potência ao EPS por um longo período de tempo. Foram aplicadas cargas de 4.5W e 2.5W aos conversores de 5V e 3.3V, respectivamente, por um período de 7 dias. Após o teste, as características da placa foram medidas e comparadas com resultados anteriores.

2.4.2 ESTCube-1

No artigo de Pajusalu *et al.* (2014) são relatados os testes realizados para qualificação do EPS do satélite ESTCube-1. A filosofia de testes adotada foi de *proto-flight testing*, ou seja, o mesmo módulo utilizado nos testes de qualificação foi utilizado como modelo de voo. Um modelo de engenharia testes funcionais e de desenvolvimento, porém estes não foram descritos detalhadamente no artigo.

Foram relatados os seguintes testes:

- Vibração senoidal e aleatória;
- Choque mecânico;
- Ciclagem térmica;
- Termo vácuo;

Além disso, foram realizados testes de estresse dos principais componentes do módulo antes da montagem do EPS, incluindo testes de ciclagem térmica, ciclagem de carga e em vácuo das baterias utilizadas.

Foram medidas também a eficiência dos conversores utilizados, para diferentes tensões de entrada e diferentes cargas.

2.4.3 MIST

O trabalho de Barra (2019) descreve em detalhe os procedimentos de testes funcionais realizados no EPS do satélite MIST. Neste CubeSat, foram empregados módulos comerciais para toda a plataforma de serviço, inclusive para o EPS, utilizando o modelo NanoPower P31u (NANOPOWER P31U..., 2023) em conjunto com a placa de baterias BP4 (NANOPOWER BP4..., 2023), ambos fabricados pela GomSpace.

Os principais objetivos destes testes funcionais eram: verificar a análise de power budget, medir o Depth of Discharge (DoD) das baterias e verificar que a demanda de potência das cargas úteis não interfere no funcionamento do EPS.

Para a execução dos testes, foi desenvolvida uma plataforma de testes constituída por uma plataforma flat-sat, simuladores de painéis solares e simuladores de consumo das cargas úteis, todos estes desenvolvidos por estudantes que haviam participado do projeto anteriormente.

O planejamento dos testes foi feito seguindo as orientações da ECSS para testes (ECSS SECRETARIAT, 2022b). Os testes foram divididos em blocos, sendo o primeiro bloco com testes funcionais e os outros cinco blocos com testes de missão, simulando o consumo e tempo de acionamento de diferentes cargas úteis do satélite de acordo com a operação esperada.

A seguir estão listados, resumidamente, os principais testes executados no EPS do satélite MIST, assim como as medidas realizadas em cada teste:

- Funcionais:
 - Proteção de overcurrent dos barramentos;
 - Proteção contra overcharge e overdischarge das baterias;
- Nenhuma payload ligada:
 - Cenários de melhor e pior caso;
 - Medidas de consumo do sistema, potência dos painéis, tensão e temperatura da bateria em cada cenário;
- Combinações de payloads ligadas:
 - Cenários de melhor e pior caso;
 - Medida de tensão e temperatura da bateria;
 - Medida da potência de saída dos barramentos;
- Fast Charge/Discharge da bateria:
 - Usado como referência do carregamento e descarregamento da bateria com as condições máximas suportadas pelo EPS;
 - Não é um cenário esperado durante a operação;

2.4.4 EPS 2.0

Encontra-se na documentação do EPS 2.0 (SPACELAB, 2023a) um capítulo descrevendo os procedimentos de teste a serem executados no módulo. Tem-se também documentados relatórios de testes feitos em modelos de engenharia deste EPS.

A documentação para a missão GOLDS-UFSC (SPACELAB, 2023b), na qual será utilizado este EPS, apresenta-se uma matriz de testes base a ser adaptada e executada para cada um dos módulos que compõem o satélite. Para cada módulo, testes mais específicos poderão ser acrescentados à matriz base, que é mostrada na Tabela 2. Os tests foram organizados em blocos, envolvendo uma série de inspeções, testes elétricos, funcionais.

As inspeções e testes descritos acima foram executados no modelo de engenharia do EPS 2.0, além disso, testes funcionais adicionais foram acrescentados e executados. Os

Tabela 2 – Matriz de testes do EPS 2.0.

Test type	Subtests	ID
A. Visual Inspection	1. Packaging quality assessment	TA1
	2. Board manufacturing and assembly quality	TA2
	3. 3D model comparison	TA3
	4. Layers marker	TA4
	5. Labels (schematics comparison)	TA5
	6. High resolution photos for documentation	TA6
B. Mechanical Inspection	1. Board dimensions and mounting holes positioning	TB1
	2. Board weight measurement	TB2
C. Integration Inspection	1. Check connectors pinout against the documentation	TC1
	2. Check connectors positioning	TC2
D. Electrical Inspection	1. Solder shorts	TD1
	2. Missing components	TD2
	3. Lifted pins	TD3
	4. Poor soldering	TD4
	5. Swapped components	TD5
	6. Components partnumber	TD6
E. Electrical Testing	1. Continuity test	TE1
	2. Power up procedures	TE2
	3. Average input power consumption measurement	TE3
	4. Average output power source measurement	TE4
	5. Power tracks temperature	TE5
	6. Simple signal integrity	TE6
F. Functional Testing	1. Simple test code run	TF1
	2. System code run	TF2
	3. System hardware self-test flags check	TF3
	4. Monitor LEDs behavior	TF4
	5. Monitor the debug serial port logs	TF5
G. Module Testing	1. Review operation behavior	TG1
	2. Review features and requirements fulfillment	TG2
	3. Review communication buses configuration and protocol	TG3
	4. Review data packages, power buses, and control signals	TG4
	5. Review edge cases and evaluate damage	TG5
	6. Run remote automated code tests	TG6
	7. Run system test codes in the board	TG7
	8. Run latest stable code version and review behavior	TG8

Fonte: SpaceLab (2023b).

resultados detalhados encontram-se no relatório presente nos Apêndices A e B da documentação do EPS 2.0 (SPACELAB, 2023a). Observando-se estes relatórios, identificam-se os seguintes testes:

- Inspeções:
 - Visual;
 - Mecânica;
 - Elétrica;
 - De integração;
- Testes elétricos:
 - Teste dos conversores;
- Testes funcionais:
 - Gravação do firmware;
 - Barramentos de comunicação;
 - Leitura dos sensores;
 - Funcionamento do monitor de baterias (DS2777G+);
 - Controle dos aquecedores de bateria;
 - Funcionamento do algoritmo de MPPT;

Para todos os testes, o EPS foi alimentado por uma fonte de bancada, através de uma flatsat.

As inspeções visam verificar a qualidade do processo de fabricação, conformidade com os arquivos de projeto e integridade mecânica e elétrica do módulo.

Os testes dos conversores foram realizados aplicando-se diferentes cargas à saída de cada barramento do EPS, avaliando-se a ocorrência de quedas de tensão ou outras anomalias.

A versão mais recente do firmware foi gravada ao MSP430 e o funcionamento foi aferido através dos logs enviados ao computador via UART.

Os principais barramentos de comunicação, com o OBDH via I²C e com o TT&C via UART, foram testados utilizando-se um analisador lógico e verificando a integridade dos pacotes enviados.

A leitura dos sensores foi verificada comparando-se as medidas reportadas nos logs do EPS com medidas realizadas por instrumentos de medição externos.

O funcionamento do monitor de baterias foi verificado através da leitura dos registradores internos do CI, comparando-se com os valores e configurações esperados.

Para o teste do controle dos aquecedores de bateria, seus limiares máximo e mínimo de temperatura foram alterados para valores acima da temperatura ambiente (32°C e 26°C , respectivamente), e as leituras dos sensores de temperatura foram monitoradas durante um período de tempo.

O algoritmo de P&O para o MPPT foi testado com testes unitários no firmware. O sinal de Pulse Width Modulation (PWM) gerado pelo micorcontrolador e utilizado para controle dos conversores boost que realizam o MPPT foi avaliado utilizando-se um osciloscópio.

3 METODOLOGIA

Com o intuito de propor uma estrutura organizada e completa para o plano de testes, as normas e padrões da ECSS serão tomados como referencial. Será feita uma análise mais detalhada dos documentos referentes a testes (ECSS SECRETARIAT, 2022b) e verificação (ECSS SECRETARIAT, 2018), indentificando-se os aspectos principais e de maior relevância considerando o cenário de uma missão universitária.

A fim de propor uma matriz de testes base, adaptável a diferentes módulos, as topologias e arquiteturas de EPS apresentadas, bem como as campanhas de testes de missões prévias, serão analisadas e consideradas. Indentificando-se os diferentes aspectos e funcionalidades, assim como os diferentes testes executados, blocos de testes mais completos poderão ser propostos.

A participação em projetos como FloripaSat-1, GOLDS-UFSC e Constelação Catarina, os anos de experiência no desenvolvimento e testes de módulos EPS, bem como o convívio diário com professores e colegas de laboratório no ambiente do SpaceLab agregam um conhecimento prévio significativo acerca dos aspectos e do cenário do desenvolvimento de missões espaciais universitárias. As considerações e adaptações adotadas acerca da aplicabilidade de certos aspectos das normas são resultado destas experiências.

4 DESENVOLVIMENTO

Descrever as considerações e raciocínios para a elaboração do plano baseado no que foi apresentado na fundamentação

Descrever a estrutura e organização do plano de testes.

Tópicos importantes:

- Considerações iniciais:
 - Verification level.
 - Verification stage.
 - Model philosophy.
- Estrutura do plano de testes.
 - Blocos de teste.
 - "Atividades" de teste.
 - Estrutura da documentação.
- Matriz de testes base da ECSS.
- Descrição de cada bloco de testes.
 - Objetivo de cada bloco.
 - Testes necessários em cada bloco para um EPS.
 - Considerações adicionais.
- Documentação.

De acordo com ECSS Secretariat (2018), o processo de verificação é dividido em níveis de decomposição do sistema (*verification levels*). Para cada nível, a verificação é feita múltiplos estágios (*verification stages*), com objetivos específicos. Acrescentar um ou dois parágrafos sobre verificação na Seção 2.2, importante ressaltar os estágios aplicáveis a uma missão de CubeSat

Dentro deste processo, testes se enquadram como um dos métodos utilizados para verificação de requisitos, inclusive sendo considerado o método que traz maior confiabilidade. Um plano de testes deve ser preparado para cada nível e estágio do processo de verificação.

Para a verificação por meio de testes, devem ser definidos os tipos de modelos que serão utilizados (*model philosophy*).

Com isso, para a elaboração de um plano de testes, os seguintes aspectos iniciais, considerando um módulo EPS, precisam ser definidos:

- *Verification level*;
- *Verification stage*;
- *Model philosophy*.

Em relação ao nível de decomposição do sistema, no documento ECSS-E-ST-10-03, são abordados os requisitos de teste para os níveis de *space segment element* e *space segment equipment*. Observando a tabela mostrada no Apêndice B.1 de ECSS Secretariat (2023), bem como os termos e definições apresentados na seção 2.2 do mesmo documento, no contexto de um CubeSat, considerou-se o EPS como um *space segment element*.

Space segment subsystem, de acordo com as normas, passam apenas por testes funcionais, porém, há argumentos ára se aplicar os testes de space segment element ao EPS. Apesar de, na clssificação da tabela, o EPS se encaixar em subsistema, em um CubeSat, cada subsistema tem uma relevância muito maior. Devido a simplicidade de projeto, decomposição de um CubeSat tem menos níveis, e neste contexto, pode-se considerar que um subsistema teria a mesma relevância atribuída aos elements. Outro ponto é que no spacelab, o desenvolvimento da plataforma de serviço é o principal foco, há um grande interesse em realizar este tipo de testes nos módulos individualmente, suprimindo ess gap que existe na ECSS.

Referencias para aplicar "element"ao EPS:

- ECSS-E-ST-10-03 Section 6.1a menciona dividir os testes de um "elemet"em service module tests e payload module tests;
- Tabela do apendice B.1 de ECSS-S-ST-00-01 mostra module como "element"porém também mostra "power"como "subsystem";
- Definições de "component", "equipment", "subsystem"e "element"em ECSS-S-ST-00-01 Section 2.2;
- ECSS-S-ST-00-01 Section 2.2.4 menciona service module como "element";
- ECSS-E-HB-10-02 Section 5.2.1.3.2 menciona descartar o nível de subsystem como redução de custos;

Equipment executa uma função específica, subsystem executa um conjunto de funções, element satisfaz um subset dos objetivos de um segment

Apresentar os demais níveis de decomposição? Talvez adicionar um parágrafo relacionado na Seção 2.2.

Os estágios de verificação estão diretamente relacionados aos objetivos do plano de testes, sendo os princpais estágios: *qualification*, *acceptance*, *pre-launch*, *in-orbit* e *post-landing*.

5 PLANO DE TESTES BASE

6 ESTUDO DE CASO - EPS 2.0

Explicar as considerações feitas ao aplicar a estrutura de plano de testes ao EPS 2.0

O plano de testes do EPS 2.0 ficara no apendice

7 CONCLUSÃO

As conclusões devem responder às questões da pesquisa, em relação aos objetivos e às hipóteses. Devem ser breves, podendo apresentar recomendações e sugestões para trabalhos futuros.

REFERÊNCIAS

BARRA, Stefano. **Functional Testing of the Electrical Power System of the MIST Satellite**. [S.l.: s.n.], 2019.

BOUWMEESTER, J.; GUO, J. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. **Acta Astronautica**, v. 67, n. 7, p. 854–862, 2010. ISSN 0094-5765. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.06.004>. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576510001955>.

CHO, M. *et al.* Overview of Nano-satellite Environmental Tests Standardization Project: Test Campaign and Standard Draft. **Nanosatellite Symposium**, out. 2012.

CALIFORNIA POLYTECHNIC STATE UNIVERSITY. **CubeSat Design Specification**. San Luis Obispo, fev. 2022.

ECSS SECRETARIAT. **ECSS-E-HB-10-02 - Verification guidelines**. [S.l.], dez. 2010.

_____. **ECSS-E-HB-10-03 - Testing guidelines**. [S.l.], mai. 2022.

_____. **ECSS-E-ST-10-02 - Verification**. [S.l.], fev. 2018.

_____. **ECSS-E-ST-10-03 - Testing**. [S.l.], mai. 2022.

_____. **ECSS-S-ST-00-01 - Glossary of terms**. [S.l.], out. 2023.

EDPUGANTI, Amarendra *et al.* A Comprehensive Review on CubeSat Electrical Power System Architectures. **IEEE Transactions on Power Electronics**, v. 37, n. 3, p. 3161–3177, mar. 2022. ISSN 1941-0107. DOI: 10.1109/TPEL.2021.3110002.

HEMMO, Jussi. **Electrical Power Systems for Finnish Nanosatellites**. 2013. Diss. (Mestrado) – Aalto University.

KESSLER SLONGO, Leonardo *et al.* Nanosatellite electrical power system architectures: Models, simulations, and tests. **International Journal of Circuit Theory and Applications**, v. 48, n. 12, p. 2153–2189, 2020. DOI: <https://doi.org/10.1002/cta.2872>. eprint: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/pdf/10.1002/cta.2872>. Disponível em: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/cta.2872>.

LANGER, M.; BOUWMEESTER, J. Reliability of CubeSats – Statistical Data, Developers’ Beliefs and the Way Forward. **30th Annual AIAA/USU Conference**, mar. 2016.

MARCELINO, Gabriel Mariano *et al.* FloripaSat-2: An Open-Source Platform for CubeSats. **IEEE Embedded Systems Letters**, p. 1–1, mar. 2023. ISSN 1943-0671. DOI: 10.1109/LES.2023.3260066.

MARIANO, Marcelino Gabriel *et al.* Qualification and validation test methodology of the open-source CubeSat FloripaSat-I. **Journal of Systems Engineering and Electronics**, v. 31, n. 6, p. 1230–1244, dez. 2020. ISSN 1004-4132. DOI: 10.23919/JSEE.2020.000103.

MONTEIRO, João P. *et al.* Integration and Verification Approach of ISTSat-1 CubeSat. **Aerospace**, v. 6, p. 131, 2019. ISSN 2226-4310. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace6120131>.

NANOPOWER BP4: Datasheet - High Capacity battery pack for nano-satellites featuring four Li-Ion cells. [S.l.], set. 2023.

NANOPOWER P31U: Datasheet - Electrical Power System for mission critical space applications with limited resources. [S.l.], set. 2023.

NASA. **The Artemis Plan - NASA's Lunar Exploration Program Overview**. [S.l.], set. 2020.

PAJUSALU, Mihkel *et al.* Design and pre-flight testing of the electrical power system for the ESTCube-1 nanosatellite. **Proceedings of the Estonian Academy of Sciences**, Teaduste Akadeemia Kirjastus (Estonian Academy Publishers), v. 63, n. 2, p. 232, 2014.

SPACELAB UFSC – SPACE TECHNOLOGY RESEARCH LABORATORY. **EPS 2.0 Documentation**. [S.l.], abr. 2023. Disponível em: <https://github.com/spacelab-ufsc/eps2>.

_____. **GOLDS-UFSC Design and Mission Overview**. [S.l.], jun. 2023. Disponível em: <https://github.com/spacelab-ufsc/floripasat2-doc>.

_____. **RE²PS GitHub Repository**. [S.l.: s.n.], 2023. Disponível em: <https://github.com/spacelab-ufsc/eps-re>.

SWARTWOUT, Michael. The first one hundred cubesats: A statistical look. **Journal of small Satellites**, v. 2, n. 2, p. 213–233, 2013.

SWEETING, Martin N. Modern Small Satellites-Changing the Economics of Space. **Proceedings of the IEEE**, v. 106, n. 3, p. 343–361, 2018. ISSN 1558-2256. DOI: 10.1109/JPROC.2018.2806218.

TISEO, B *et al.* Tailoring of ECSS standard for space qualification test of CubeSat nano-satellite. **International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering**, v. 13, n. 4, p. 295–302, 2019.

APÊNDICE A – DESCRIÇÃO

Textos elaborados pelo autor, a fim de completar a sua argumentação. Deve ser precedido da palavra APÊNDICE, identificada por letras maiúsculas consecutivas, travessão e pelo respectivo título. Utilizam-se letras maiúsculas dobradas quando esgotadas as letras do alfabeto.

Quadro 1 – Modelo A.

xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee
xxxx	yyyyyyyyyyyyyyyy
	tttttttttttttttt
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee
tttttttttttttt	
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee
	gggggggggggggggg
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee
rrrrrrrrrrrrrrrr	eeeeeeeeeeeeeeee

Fonte: Elaborada pelo autor (2016).

ANEXO A – DESCRIÇÃO

São documentos não elaborados pelo autor que servem como fundamentação (mapas, leis, estatutos). Deve ser precedido da palavra ANEXO, identificada por letras maiúsculas consecutivas, travessão e pelo respectivo título. Utilizam-se letras maiúsculas dobradas quando esgotadas as letras do alfabeto.