



UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CAMPUS FLORIANÓPOLIS
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA

Kleber Reis Gouveia Júnior

**Fluxo de apoio à concepção de hardware para o segmento espacial visando
melhoria de confiabilidade de missões cubesat.**

Florianópolis
2021

Kleber Reis Gouveia Júnior

**Fluxo de apoio à concepção de hardware para o segmento espacial visando
melhoria de confiabilidade de missões cubesat.**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Elétrica da Universidade Federal de
Santa Catarina para a obtenção do título de Mestre
em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof. Eduardo Augusto Bezerra, Ph.D.

Florianópolis
2021

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor,
através do Programa de Geração Automática da Biblioteca Universitária da UFSC.

Gouveia Júnior, Kleber Reis

Fluxo de apoio à concepção de hardware para o segmento espacial visando melhoria de confiabilidade de missões cubesat. / Kleber Reis Gouveia Júnior ; orientador, Eduardo Augusto Bezerra, 2021.

158 p.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, Florianópolis, 2021.

Inclui referências.

1. Engenharia Elétrica. 2. Sistemas Embarcados. 3. Cubesats. 4. Hardware. I. Bezerra, Eduardo Augusto. II. Universidade Federal de Santa Catarina. Programa de Pós Graduação em Engenharia Elétrica. III. Título.

Kleber Reis Gouveia Júnior

Fluxo de apoio à concepção de hardware para o segmento espacial visando melhoria de confiabilidade de missões cubesat.

O presente trabalho em nível de mestrado foi avaliado e aprovado por banca examinadora composta pelos seguintes membros:

Prof. Anderson Wedderhoff Spengler, Dr.
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Kleber Vieira de Paiva, Dr.
Universidade Federal de Santa Catarina

Rodrigo Leonardi, Dr.
Agência Espacial Brasileira

Certificamos que esta é a **versão original e final** do trabalho de conclusão que foi julgado adequado para obtenção do título de Mestre em Engenharia Elétrica.

Prof. Telles Brunelli Lazzarin, Ph.D.
Coordenador do PPGEEL

Prof. Eduardo Augusto Bezerra, Ph.D.
Orientador

Florianópolis, 2021.

Este trabalho é dedicado a todos os colegas que
trabalham pelo desenvolvimento da ciência.

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer a minha família por todo o carinho e apoio que sempre me deram, em especial aos meus avós Fernando (*in memoriam*) e Leonor que me acolheram em sua casa durante todo o ensino médio e graduação e a minha mãe, Elvira, que fez o possível e o impossível para formar dois filhos engenheiros. Nunca nos faltou nada, muito obrigado!

A Jéssica pelo companheirismo por todos esses anos, sua doçura e sua forma de ver o mundo tornam a jornada muito mais leve. Seu incentivo e apoio foram fundamentais me fazendo entender que o mais importante é se manter dando um passo após o outro, mesmo que sejam paços pequenos.

Ao professor Eduardo Bezerra por todos os ensinamentos e oportunidades compartilhadas. Sua forma de conduzir as atividades e o trabalho fez toda a diferença e me mostrou que no fim as coisas dão certo.

Aos professores do PPGEEEL que com sua dedicação fazem deste um programa de excelência.

A secretaria do programa por toda a ajuda e eficiência durante o curso, em particular, ao Sr. Marcelo Siqueira.

A Agência Espacial Europeia pela colaboração e financiamento desse projeto, em especial ao Sr. David Merodio que não mediu esforços para dar suporte em todas as etapas do projeto.

Aos Moscas, grandes amigos desde a graduação que até hoje são meus consultores e conselheiros, sempre dispostos a compartilhar ideias e conhecimentos.

Aos colegas do SpaceLab e da Intelbras por toda a parceria nos últimos anos. Um agradecimento especial a Karine e Alúísio, a confiança e autonomia que vocês me deram foi crucial para o sucesso desse trabalho.

E a todo o povo brasileiro que é o grande financiador da ciência neste país.

*“Just because a spacecraft is small, it doesn’t make it easy.
A highly constrained spacecraft can push the engineering,
push the ingenuity of the team in a way that, in every way,
is comparable to some of these big missions that we’re doing.”
(Dr. Thomas Zurbuchen, NASA Associate Administrator, 2018)*

RESUMO

Uma das principais características de missões espaciais desenvolvidas com base em satélites do tipo Cubesat consiste no baixo custo. Porém, essa característica possui impacto direto na alta taxa de falhas observada ao longo dos anos nesse tipo de satélite. Visando contribuir com a melhoria dos níveis de confiabilidade de sistemas espaciais utilizados em Cubesats, na presente pesquisa foi realizada uma investigação nas técnicas de projeto e verificação de hardware para o segmento espacial. Durante a pesquisa foi realizado um estudo e a seleção de normas a serem utilizadas como guia para o desenvolvimento de Cubesats, com o objetivo de formalizar e padronizar não apenas a gerência do processo de desenvolvimento, mas também as atividades de engenharia. Foi identificado um fluxo de projeto e desenvolvimento a ser utilizado em futuras missões, e esse fluxo foi utilizado em um estudo de caso de implementação de uma placa para ser utilizada como o centro computacional de um Cubesat: a Payload XL. Como parte do estudo de caso foi elaborado o plano de montagem, integração e verificação (AIV) da plataforma Advanced Payload Processors (APPs) a qual a Payload XL faz parte. Para tal, foram utilizadas como base as normas ECSS, e boas práticas da indústria adotadas em outros projetos do SpaceLab. A pesquisa foi realizada no contexto da missão GOMX-5, com previsão de lançamento no primeiro semestre de 2022, através de uma parceria entre a Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), European Space Agency (ESA), a Cobham Gailer, a GMV, a CBK e a GOMSpace, estas quatro últimas sendo empresas europeias consolidadas no setor espacial.

Palavras-chave: Fluxo de projeto, Cubesats, Normas ECSS, Hardware, AIV, Confiabilidade.

ABSTRACT

A distinctive feature of Cubesat based missions is their low cost. However, this characteristic has a direct impact on the high failure rate observed over the years in this type of satellite. Aiming to improve reliability figures of embedded systems used in Cubesats, this research investigates design and verification techniques to be employed in the space segment. A study was carried out to select and to adapt standards to be used as a guide for the development of Cubesats. The goal was to choose a flow to be followed not only for project management but also in engineering activities. The chosen design and development flow was used in a case study of a board designed to be the computational module of a Cubesat: the Payload-XL. As part of the case study, the Assembly, Integration, and Verification (AIV) plan for the Advanced Payload Processors (APPs) platform was prepared. To this end, ECSS standards and good industry practices adopted in other SpaceLab projects were used as a basis. The research was carried out in the context of the GOMX-5 mission, scheduled to be launched in the first half of 2022, through a partnership between the Federal University of Santa Catarina (UFSC), the European Space Agency (ESA), Cobham Gailer, GMV, CBK and GOMSpace, the last four being consolidated European companies in the space sector.

Keywords: Design flow, Cubesats, ECSS Standards, Hardware, AIV, Reliability.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Lançamentos de pequenos satélites e situação da missão.	20
Figura 2 – Missões por tamanho do satélite.	21
Figura 3 – Situação das missões.	21
Figura 4 – LEO, MEO e GEO.	23
Figura 5 – Perfil de temperatura da atmosfera da Terra.	24
Figura 6 – Magnetosfera e suas regiões.	25
Figura 7 – Fluxo de testes para qualificação e aceitação de Cubesats.	36
Figura 8 – Árvore de disciplinas e subdisciplinas da ECSS.	37
Figura 9 – Processo e atividades de verificação.	39
Figura 10 – Testes de aceitação para equipamentos em Cubesats.	41
Figura 11 – Testes de qualificação para elementos em Cubesats.	42
Figura 12 – Relação estresse x resistência.	44
Figura 13 – Derating para capacitores cerâmicos.	45
Figura 14 – Derating para diodos.	45
Figura 15 – Derating para transistores bipolares.	45
Figura 16 – Derating para cabos.	46
Figura 17 – Resumo dos efeitos da radiação, unidades e exemplos.	48
Figura 18 – <i>Outgassing</i> teste.	49
Figura 19 – Especificações de pasta de solda de acordo com (ECSS, 2018b).	50
Figura 20 – Ciclo de vida de projeto típico da ECSS.	51
Figura 21 – Escala TRL da NASA.	53
Figura 22 – Fluxo de concepção de hardware.	55
Figura 23 – Fluxo de desenvolvimento do projeto FloripaSat-1.	56
Figura 24 – Payload XL.	57
Figura 25 – Modelo CAD do APPs integrado.	58
Figura 26 – Satélite 12U GOMX-5.	59
Figura 27 – Segmentação da missão GOMX-5.	59
Figura 28 – Diagrama de blocos da Payload XL.	60
Figura 29 – Detalhe do layout da Payload XL.	61
Figura 30 – Detalhes do layout da DDR. Todas as camadas(a), destaque nas trilhas de sinal (b), camada 2(c), camada 3 (d), camada 5 (e) e camada 7 (f).	63
Figura 31 – Detalhes do layout. Vista superior do modelo 3D (a), camada 1 (b), camada 2 (c), camada 3 (d), camada 4 (e), camada 5 (f), camada 6 (g), camada 7 (h), camada 8 (i),	65
Figura 32 – Primeiro protótipo modelo de engenharia fabricado.	67

Figura 33 – Sequência de montagem do APPs: estrutura (a), montagem da placa GR740 (b), montagem da placa GR716 (c), montagem da Payload XL (d), montagem da GNSS-front-end (e), montagem da GNSS-dig (f), fechamento da estrutura (g) e colocação dos cabos (h).	69
Figura 34 – Envelope para ensaio de vibrações aleatórias para qualificação de Cubesats.	72
Figura 35 – Envelope para ensaio de vibrações aleatórias para qualificação de Cubesats.	73
Figura 36 – Cenário de testes para emissões radiadas.	74
Figura 37 – Limites de aprovação para emissões radiadas.	74
Figura 38 – Cenário de testes para emissões conduzidas em modo diferencial.	75
Figura 39 – Cenário de testes para emissões conduzidas em modo comum.	75
Figura 40 – Limites de aprovação para emissões conduzidas em modo diferencial.	76
Figura 41 – Limites de aprovação para emissões conduzidas em modo comum.	76

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Classificação de satélites segundo sua massa.	19
Tabela 2 – Distribuição do número de missões por país	22
Tabela 3 – Comparação entre tipos de memórias.	33
Tabela 4 – Aplicabilidade das normas ECSS para Cubesats.	38
Tabela 5 – Stackup da Payload XL.	64
Tabela 6 – Aplicabilidade das normas ECSS para a verificação do APPs.	70
Tabela 7 – Listas de testes aplicáveis para elementos do segmento espacial em modelo de protótipo de vôo para Cubesats.	71
Tabela 8 – Níveis para qualificação térmica.	73
Tabela 9 – Níveis sinal para ensaio de susceptibilidade conduzida.	76

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ADCS	Attitude Determination and Control System
AIV	Assembly, Integration and Verification
APPs	Advanced Payload Processors
AR	Acceptance Review
BGA	Ball Grid Array
CAN	Controller Area Network
CDR	Critical Design Review
CDS	Cubesat Design Specification
COTS	Commercial Off-The-Shelf
CRAM	Chalcogenide Random Access Memory
CRR	Commissioning Result Review
CVCM	Collected Volatile Condensable Materials
DD	Displacement Damage
DDR2	Double Data Rate Version 2
DFA	Design For Assembly
DFM	Design For Manufacture
DFT	Design For Testing
DRAM	Dynamic Random Access Memory
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
ELR	End-of-Life Review
EMC	Electromagnetic Compatibility
ENIG	Electroless Nickel Immersion Gold
EPS	Electric Power System
ESA	European Space Agency
ESTEC	European Space Research and Technology Centre
FERAM	Ferro-Electric Random Access Memory
FFT	Full Function Test
FM	Flight Model
FPGA	Field Programable Gate Array
FRR	Flight Readiness Review
GEO	Geostationary Earth Orbit
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPIO	General Purpose Input/Output
HDI	High Density Interconnect
I2C	Inter-Integrated Circuit
IARU	International Amateur Radio Union
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineers
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

LEO	Low Earth Orbit
LET	Linear Energy Transfer
LRR	Launch Readiness Review
LVDS	Low-Voltage Differential Signaling
MCR	Mission Close-out Review
MCU	Multiple-Cell Upsets
MDR	Mission Definition Review
MEO	Medium Earth Orbit
MRAM	Magnetoresistive Random Access Memory
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OBC	On-board Computer
OBDH	On-Board Data Handling
ORR	Operational Readiness Review
PCB	Printed Circuit Board
PCM	Phase Change Memory
PDR	Preliminary Design Review
PFM	Protoflight Model
P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer
PRR	Preliminary Requirements Review
QM	Qualification Model
QR	Qualification Review
RAM	Random-Access Memory
RF	Radio Frequency
RFT	Reduced Function Test
RML	Recovered Mass Loss
SAA	South Atlantic Anomaly
SDR	System Design Review
SEB	Single Event Burnout
SED	Single Event Disturb
SEDR	Single Event Dielectric Rupture
SEE	Single Event Effects
SEFI	Single Event Functional Interrupt
SEGR	Single Event Gate Rupture
SEHE	Single Event Hard Errors
SEL	Single Event Latch-up
SER	Soft-Error Rate
SESB	Single Event Snapback
SET	Single Event Transients
SEU	Single Event Upset

SMD	Surface Mounted Device
SpaceLab	Laboratório de Pesquisa em Sistemas Espaciais
SRAM	Static Random Access Memory
SRR	System Requirements Review
TID	Total Ionising Dose
TML	Total Mass Loss
TMR	Triple Modular Redundancy
TNID	Total Non-Ionizing Dose
TRL	Technology Readiness Level
TTC	Telemetry, Tracking and Command
UART	Universal Asynchronous Receiver-Transmitter
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina
UHF	Ultra High Frequency
VIPPO	Via-In-Pad Plated Over
WVR	Water Vapour Regained

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	OBJETIVOS	17
1.1.1	Objetivo Geral	17
1.1.2	Objetivos Específicos	18
1.1.3	Estrutura do trabalho	18
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	19
2.1	CUBESAT	19
2.2	ÓRBITAS	22
2.3	AMBIENTE ESPACIAL	24
2.4	TESTE E CONFIABILIDADE DE SISTEMAS	27
3	METODOLOGIA	29
4	ESTADO DA ARTE	31
4.1	PLANEJAMENTO DE PROJETO	31
4.2	DESENVOLVIMENTO DE HARDWARE E RESISTÊNCIA À RADIAÇÃO	32
4.3	VERIFICAÇÃO E QUALIFICAÇÃO	34
5	SELEÇÃO DE NORMAS PARA MELHORIA DA CONFIABILIDADE	36
5.1	VERIFICAÇÃO	38
5.2	TESTES	40
5.3	AMBIENTE ESPACIAL	43
5.4	COMPATIBILIDADE ELETROMAGNÉTICA	43
5.5	COMPONENTES ELETRÔNICOS	44
5.6	RESISTÊNCIA A RADIAÇÃO	46
5.7	TESTE VÁCUO-TÉRMICO PARA <i>OUTGASSING</i>	48
5.8	DESENVOLVIMENTO DE PCBS	49
5.9	SOLDA DE ALTA CONFIABILIDADE	50
5.10	PLANEJAMENTO E IMPLEMENTAÇÃO	50
5.11	PROPOSTA DE FLUXO DE PROJETO SIMPLIFICADO PARA CUBESATS	52
5.11.1	Comparação entre a missão FloripaSat-1 e fluxo proposto	55
6	DESENVOLVIMENTO DE HARDWARE PARA CUBESAT	57
6.1	OBJETIVO DA MISSÃO	57
6.2	ARQUITETURA PROPOSTA	60
6.3	DESENVOLVIMENTO DO HARDWARE	61
6.3.1	Controle de impedância e roteamento de sinais rápidos	62
6.3.2	Definição do stackup	63
6.3.3	Técnicas para compatibilidade eletromagnética	64
6.4	FABRICAÇÃO	66

7	PLANO DE MONTAGEM, INTEGRAÇÃO E VERIFICAÇÃO	68
7.1	TESTES FUNCIONAIS DE SUBSISTEMA	68
7.2	INTEGRAÇÃO DE SUBSISTEMAS	69
7.3	TESTES DE QUALIFICAÇÃO DE ELEMENTO	69
7.3.1	Adaptação das normas ECSS para a verificação do hardware para Cubesat	70
7.3.1.1	ECSS-E-ST-10-02C - Verification Adaptada	70
7.3.1.2	ECSS-E-ST-10-03C - Testing Adaptada	71
7.3.1.2.1	<i>Funcional (FFT/RFT)</i>	71
7.3.1.2.2	<i>Propriedades físicas</i>	72
7.3.1.2.3	<i>Vibração aleatória</i>	72
7.3.1.2.4	<i>Vibração senoidal</i>	72
7.3.1.2.5	<i>Vácuo térmico</i>	73
7.3.1.2.6	<i>EMC</i>	73
7.3.1.2.7	<i>Auto-compatibilidade eletromagnética</i>	76
7.3.1.3	ECSS-Q-ST-40 - Safety Adaptada	77
8	CONCLUSÃO	78
	REFERÊNCIAS	80
	APÊNDICE A – ARTIGO PUBLICADO NO 4TH INTERNATIONAL ACADEMY OF ASTRONAUTICS LATIN AMERICAN CUBESAT WORKSHOP (IAA-LACW)	89
	APÊNDICE B – ESQUEMA ELÉTRICO DA PAYLOAD XL	91
	APÊNDICE C – AIV DO APPS	102
	ANEXO A – SEGMENTAÇÃO DE SISTEMAS ESPACIAIS DEFINIDA PELA ECSS	146
	ANEXO B – NÍVEIS E DURAÇÕES DOS TESTES	148
	ANEXO C – TOLERÂNCIAS DOS TESTES	153
	ANEXO D – PRECISÃO DOS TESTES	156

1 INTRODUÇÃO

Desde 2012 os pequenos satélites têm se tornado cada vez mais comuns em diversas aplicações (CHO *et al.*, 2015). Além de aplicações governamentais (SHAO *et al.*, 2019), militares (PERSICO *et al.*, 2017; GRANGER; DALGLEISH, 2015), científicas (NORTON *et al.*, 2016; YU; ZHOU, 2014) e educacionais (SPACELAB, 2020; CHIN *et al.*, 2013; DAHBI *et al.*, 2017), aplicações comerciais de larga escala têm sido implementadas como a constelação Starlink (SPACEX, 2020) para prover Internet banda larga em escala global. Esta nova era de exploração espacial é direcionada pela redução de custo das plataformas espaciais (GEORGE; WILSON, C. M., 2018), miniaturização (GREGORIO; ALIMENTI, 2018), uso de componentes tolerantes a radiação (*radiation-hardened, rad-hard*) (RIGO, C. A. *et al.*, 2019; MERL; GRAHAM, 2016) e componentes comerciais (*commercial off-the-shelf - COTS*) combinados com técnicas de mitigação de falhas (JULIEN *et al.*, 2017; LOVASCIO *et al.*, 2019).

Complementarmente a este movimento, vários estudos têm sido realizados para caracterizar a radiação no ambiente espacial (MERLENGHI *et al.*, 2017; SECONDO *et al.*, 2018; ECSS, 2020b), avaliar os efeitos da radiação em componentes COTS comumente utilizados em Cubesats (SINCLAIR; JONATHAN, 2013; GUERTIN *et al.*, 2015), propor metodologias para aumentar a confiabilidade dos sistemas (WILSON, C. *et al.*, 2016) e a tolerância à radiação dos pequenos satélites (BONIN; STRAS, 2018).

Para nortear o desenvolvimento de sistemas espaciais existem várias normas e manuais, em particular as normas do European Cooperation for Space Standardization (ECSS). Porém a maior parte desse material é focado em sistemas espaciais de alta complexidade necessitando várias etapas no ciclo de desenvolvimento que aumentam a duração do projeto, o custo, e exige muito tempo em revisões de projeto e preparação de documentação técnica, não sendo adequado para o desenvolvimento de missões de baixo custo como os Cubesats. Nesse contexto aparece a ESA que define um guia para adaptação das normas ECSS, o (ESA-ESTEC, 2016), que determina quais normas devem ser seguidas e quais partes dessas normas devem ser ajustadas para a utilização no desenvolvimento de Cubesats.

Este trabalho apresenta um fluxo baseado nas normas e em técnicas de projeto para desenvolvimento e verificação de Cubesats, aliando agilidade, confiabilidade e baixo custo na implementação desses sistemas.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo Geral

Investigação de técnicas de concepção de hardware para sistemas espaciais e aplicação no projeto e desenvolvimento de Cubesats, visando melhoria de confiabili-

dade de missões.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Investigação do estado da arte de projetos de hardware para pequenos satélites.
- Análise e compilação de padrões internacionais de projeto de sistemas espaciais.
- Demonstração do fluxo de projeto por intermédio de um estudo de caso.

1.1.3 Estrutura do trabalho

O Capítulo 1 contém a introdução e os objetivos desse trabalho.

O Capítulo 2 apresenta a fundamentação teórica descrevendo os principais conceitos do ambiente espacial e de projetos espaciais.

No Capítulo 3 é explicada a metodologia utilizada para o desenvolvimento desse trabalho.

O Capítulo 4 aborda trabalhos que mostram técnicas de desenvolvimento e verificação de sistemas de Cubesats.

No Capítulo 5 são estudadas as normas para sistemas espaciais focando em sua adaptação para o cenário de desenvolvimento de Cubesats.

No Capítulo 6 é apresentado um estudo de caso do desenvolvimento de uma plataforma computacional seguindo as normas estudadas no Capítulo 5 e algumas das técnicas propostas nos trabalhos introduzidos no Capítulo 4.

O Capítulo 7 estende o estudo de caso fazendo um plano de integração e verificação para o sistema desenvolvido no Capítulo 6 no contexto da missão GOMX-5.

O Capítulo 8 encerra este trabalho com a sua conclusão.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Antes de iniciarmos as discussões sobre as técnicas de projeto e suas aplicações se faz necessária uma breve introdução ao conceito de Cubesat, ambiente espacial, confiabilidade de sistemas.

2.1 CUBESAT

O padrão Cubesat foi definido em 1999 pelo Dr. Jordi Puig-Suari, da California Polytechnic State University (Cal Poly) em cooperação com o Prof. Bob Twiggs, do Stanford University's Space Systems Development Laboratory (SSDL). A ideia inicial era prover uma iniciativa de programa espacial padronizada e de baixo custo para a comunidade científica universitária (THE CUBESAT PROGRAM, 2014).

Segundo Fortescue et al. (2003) os satélites podem ser divididos segundo a sua massa de acordo com a Tabela 1

Tabela 1 – Classificação de satélites segundo sua massa.

Classe	Massa [Kg]
Satélite grande	> 1000
Satélite pequeno	500 - 1000
Minisatélite	100 - 500
Microsatélite	10 - 100
Nanosatélite	1 - 10
Picosatélite	< 1

Fonte – (FORTESCUE et al., 2003)

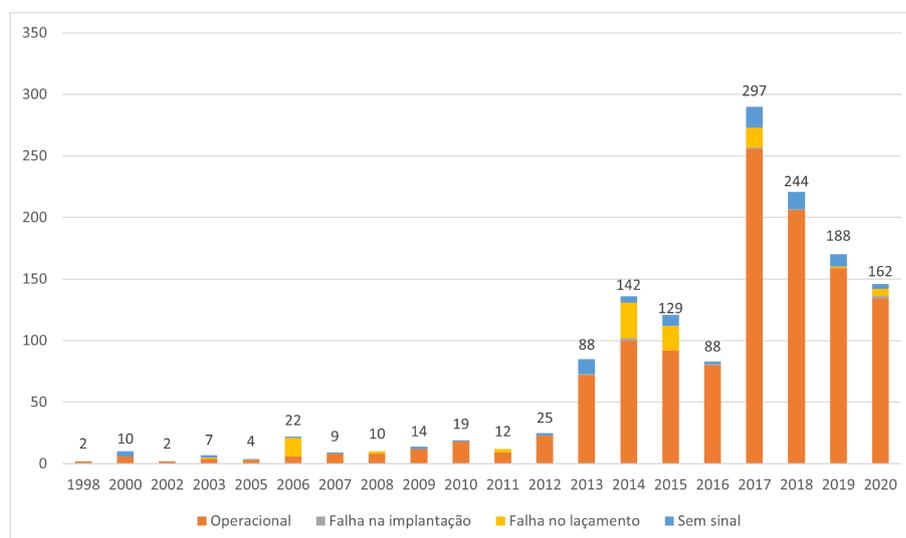
Por definição, a unidade básica de um Cubesat consiste em um satélite em forma de cubo com 10cm de lado e pesando até 1,33Kg (THE CUBESAT PROGRAM, 2014), com isso ele se encaixa no grupo do nanosatélites ou nanosats. Esse cubo é conhecido como 1U e é comum encontrar nanosatélites formados por vários blocos de 1U, sendo os mais comuns: 2U, 3U, 6U e 12U.

A cada ano estamos presenciando um aumento no número de objetos em órbita da Terra (ESA SPACE DEBRIS OFFICE, 2020) e de missões utilizando pequenos satélites. Inicialmente, esse tipo de satélite era utilizado para experimentos científicos e aplicações educacionais e, recentemente, passaram a ser utilizados também em aplicações comerciais (CHO; GRAZIANI, 2017).

Kulu (2021) mantém uma base de dados periodicamente atualizada contendo missões de pequenos satélites desde 1998. São compilados dados de diversas fontes incluindo International Amateur Radio Union (IARU) (IARU, 2021), Nasa Spaceflight (NASA, 2021) e SPOON (U.S. GOVERNMENT, 2021). Analisando as missões listadas em (KULU, 2021), vemos a rápida expansão no número de missões a partir de 2012.

Na Figura 1 é também observado que apesar do aumento do número de satélites lançados, o número de falhas se mantém controlado sugerindo que há um aperfeiçoamento e maturação das técnicas de projeto e validação desses sistemas.

Figura 1 – Lançamentos de pequenos satélites e situação da missão.



Fonte – Adaptado de (KULU, 2021).

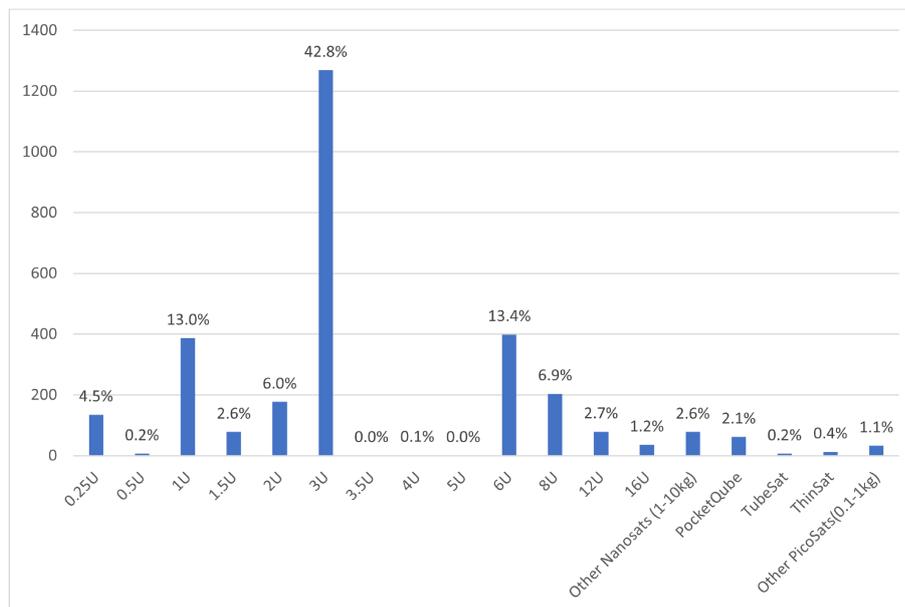
Quanto ao tamanho, é observada uma concentração de 42,8% das missões em Cubesats de dimensão 3U, mantendo um bom compromisso entre custo e complexidade do sistema. A distribuição das missões em relação ao tamanho dos satélites é mostrada na Figura 2.

No total houveram 2968 missões listadas desde 1998 e as falhas ocorridas no lançamento, na implantação ou perda de sinal após o início da operação correspondem à 6,3% delas, como mostrado na Figura 3. Também nota-se que 32,4% ainda encontram em fases pré-lançamento e entrarão em órbita nos próximos anos mantendo o crescimento observado.

Em termos de corrida espacial, os Estados Unidos encontra-se em larga vantagem concentrado mais da metade de todas as missões e ainda sustentando o crescimento do número de missões, porém a China vem trabalhando forte para marcar presença no cenário mundial com aumento considerável em suas missões desde 2015, sendo hoje a terceira maior nação em missões, seguindo o Reino Unido. O Brasil se encontra na vigésima posição com um total de 0,4% das missões. As maiores nações em número de missões são listadas na Tabela 2.

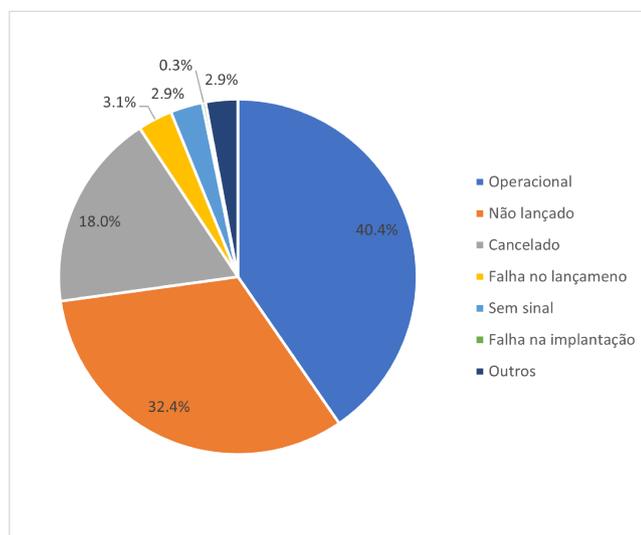
No apanhado geral por continente, a América do Norte concentra a maioria das missões (57,4%), seguida pela Europa (25,6%) e Ásia (13,0%). A América do sul representa apenas 1,5% desse total, mostrando o quanto ainda precisa investir e

Figura 2 – Missões por tamanho do satélite.



Fonte – Adaptado de (KULU, 2021).

Figura 3 – Situação das missões.



Fonte – Adaptado de (KULU, 2021).

se desenvolver para mostrar relevância global na exploração espacial com pequenos satélites.

No cenário brasileiro já foram dados os primeiros passos e os primeiros frutos desses trabalhos estão sendo colhidos por diversos grupos de pesquisa. (SOUZA *et al.*, 2020), traz uma apanhado das missões brasileiras já lançadas e com previsão de

Tabela 2 – Distribuição do número de missões por país

Colocação	País	Número de missões	% Total
1º	Estados Unidos	1627	54,8%
2º	Reino Unido	310	10,4%
3º	China	98	3,3%
4º	Japão	75	2,5%
5º	Alemanha	68	2,3%
6º	Canadá	68	2,3%
7º	Espanha	54	1,8%
8º	França	53	1,8%
9º	Rússia	45	1,5%
10º	Suíça	41	1,4%
11º	Austrália	41	1,4%
12º	Itália	39	1,3%
13º	Israel	36	1,2%
14º	Índia	31	1,0%
15º	Dinamarca	28	0,9%
16º	Coreia do Sul	23	0,8%
17º	Holanda	23	0,8%
18º	Polônia	21	0,7%
19º	Singapura	14	0,5%
20º	Brasil	13	0,4%
-	Demais países	273	8,8%

Fonte – Adaptado de (KULU, 2021).

lançamento para os próximos anos.

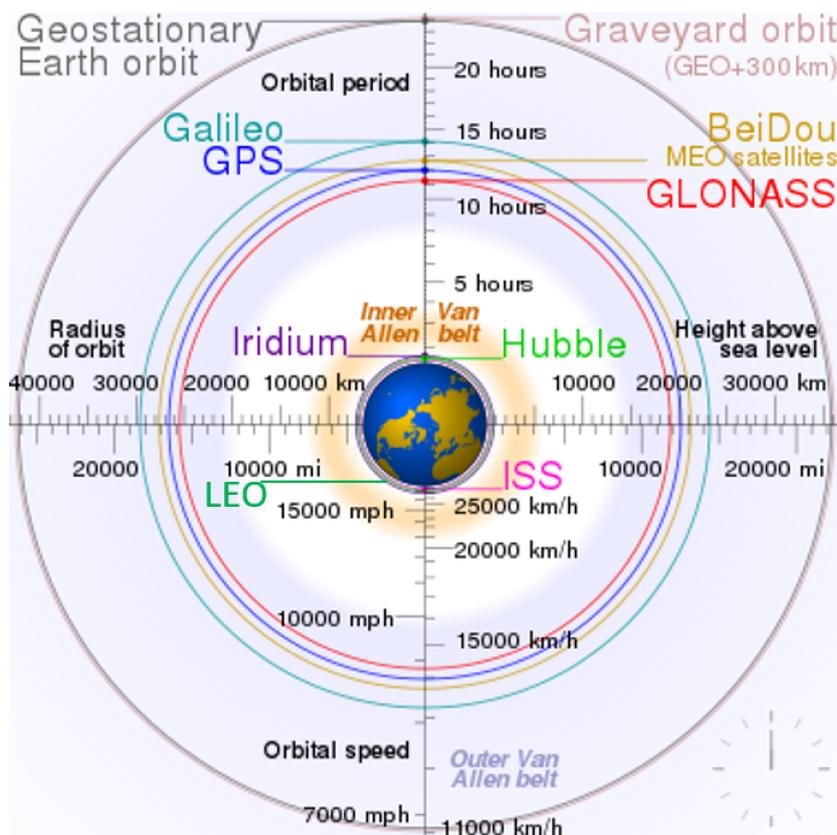
2.2 ÓRBITAS

Uma órbita é definida como sendo uma trajetória que é repetida periodicamente e esse movimento é governado pelas forças centrífuga e centrípeta devido a atração gravitacional de um corpo. Tanto o movimento dos planetas ao redor do Sol quanto dos satélites ao redor da Terra são exemplos de órbitas. A órbita de um satélite, que geralmente é elíptica, é caracterizada pelos seguintes parâmetros: nós ascendentes e descendentes, equinócios, solstícios, apogeu, perigeu, excentricidade, semi-eixo maior, ascensão reta do nó ascendente, inclinação, argumento do perigeu, verdadeira anomalia do satélite e ângulos que definem a direção do satélite (MAINI; AGRAWAL, 2014).

Um aspecto relevante na classificação das órbitas é a sua distância em relação a Terra pois influencia na visada, no atraso e potência necessária para transmissão de sinais e na quantidade e tipo de radiação ao qual um satélite será exposto. São classificadas como: órbitas terrestres baixas, Low Earth Orbit (LEO), órbitas terrestres médias, Medium Earth Orbit (MEO) e órbitas terrestres geoestacionárias, Geostationary Earth Orbit (GEO).

Satélites em órbitas terrestres baixas LEO estão situados entre 160 e 500km

Figura 4 – LEO, MEO e GEO.



Fonte – (WIKIPEDIA, 2021)

acima da superfície da Terra. Essa órbita tem como vantagem baixo atraso na propagação de sinais e menor perda na intensidade desses sinais devido à proximidade a Terra fazendo com que os sistemas que operam nessa órbita precisem de menos potência de transmissão, sendo menores, mais econômicos e de menor custo. Por outro lado são órbitas com períodos curtos tornando o tempo de visada de uma estação terrestre a um satélite nessa órbita em torno de uma hora e meia. Com isso, sistemas operando em LEO precisam de um elevado número de satélites para garantirem 24 horas de cobertura.

As órbitas terrestres médias MEO estão situadas entre 10000 e 20000km acima da superfície da Terra, tendo períodos entre 6 e 12 horas. São órbitas geralmente polares e utilizadas para propósitos de comunicação e navegação.

Órbitas geoestacionárias GEO são órbitas prógradas com período igual ao período de rotação da Terra. Se um satélite opera em uma GEO circular equatorial, esse satélite permanecerá estacionário em relação a um dado ponto na superfície da Terra. Para isso, esse satélite precisa estar a 35786km acima da superfície da Terra. Nessa órbita é comum encontrar satélites de serviços de televisão, militares e meteorológicos.

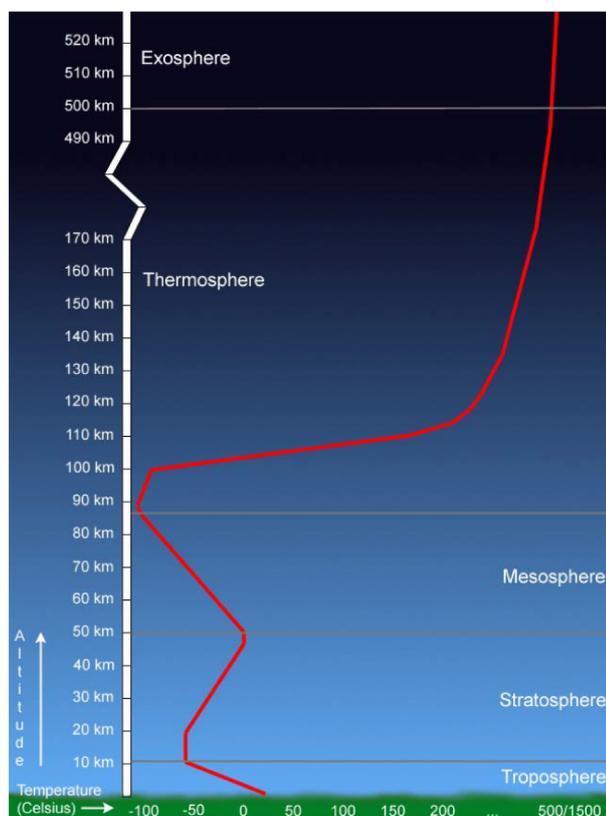
2.3 AMBIENTE ESPACIAL

Atmosfera

A atmosfera da Terra é composta por três camadas: a homosfera que é dividida em três regiões, sendo a troposfera que se estende da superfície até 10 a 12km de altitude, a estratosfera de 12km até 50km e a mesosfera de 50km a 90km. Em seguida há a termosfera que se estende de 90km a 400km de altitude e a exosfera que se inicia após a termosfera e segue para o espaço. Os limites entre são definidos pelas mudanças no perfil de temperatura em função da altitude como mostrado na Figura 5. A composição da homosfera é praticamente uniforme formada por 78,1% de nitrogênio, 20,9% de oxigênio e 0,9% de argônio (ECSS, 2020b).

Algumas dessas camadas tem sua temperatura aumentada pela absorção de radiação solar como é o caso da estratosfera que absorve radiação ultravioleta na camada de ozônio e a termosfera que absorve radiação solar de ondas curtas. É também na termosfera que se encontra uma região chamada ionosfera que apresenta uma concentração de partículas carregadas (íons) e influencia as transmissões de rádio e é onde ocorre a aurora boreal (ZELL, 2013)

Figura 5 – Perfil de temperatura da atmosfera da Terra.



Fonte – (ECSS, 2020b)

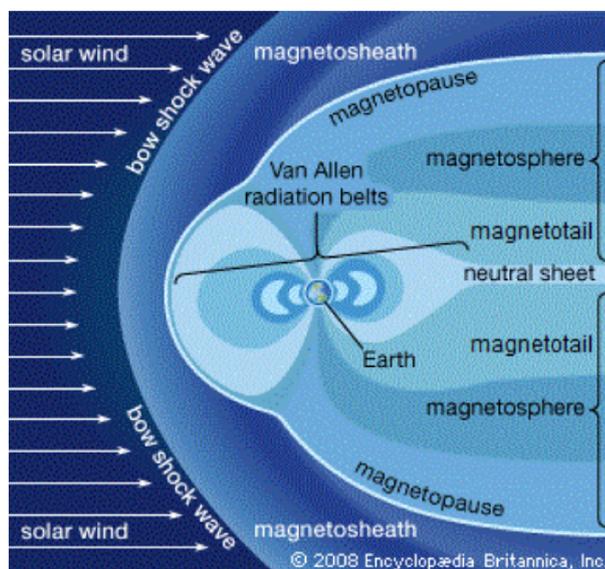
Vento Solar

O vento solar é composto majoritariamente por prótons (95%) e minoritariamente partículas alfa (4%) e íons (1%), sendo carbono, nitrogênio, oxigênio, neônio, magnésio, silício e ferro os mais abundantes (ECSS, 2020b). Essas partículas são aceleradas pelas altas temperaturas do Sol a ponto de escaparem da influência do campo gravitacional do Sol e serem lançadas ao espaço inter-estelar atingindo velocidades de 350 a 700 km/s. (BRITANNICA, 2019).

Magnetosfera

A magnetosfera da Terra é a região do espaço que sobre influência do campo magnético do planeta, mostrada na Figura 6. Seu formato é fortemente influenciado pela incidência dos ventos solares, sendo comprimida no lado da Terra que é voltado para o Sol formando uma onda de choque supersônica, chamada frente de choque (*Bow Shock*), que desvia a maioria das partículas por uma região ao redor da Terra, a bainha magnética (*Magnetosheath*) e por fim é estendida no lado oposto dando origem a cauda magnética (*Magnetotail*). A região limite da magnetosfera é chamada pausa magnética (*Magnetopause*) (ZELL, 2011).

Figura 6 – Magnetosfera e suas regiões.



Fonte – (BRITANNICA, 2018)

Campo geomagnético

O campo geomagnético é formado pela composição de fontes no interior da terra, na ionosfera e na magnetosfera. O campo interno principal é composto pela com-

binação do campo gerado pelo movimento do metal líquido no núcleo superior da terra e pelo campo magnético estático de fontes geológicas da litosfera e manto superior. Já o campo magnético externo conta com uma parcela induzida pelo fluxo de correntes na ionosfera e por sistemas de correntes na magnetosfera que são controlados pela interação do campo da terra com os ventos solares. A morfologia do campo geomagnético é praticamente dipolar, quando considerado longe da terra, e é 11° inclinado em relação ao eixo de rotação da terra (ECSS, 2020b).

O campo magnético da Terra funciona como um escudo e protege as regiões próximas a Terra de partículas energéticas solares e raios cósmicos. Porém essas partículas podem atingir mais facilmente as regiões polares e altitudes mais altas como a órbita geoestacionária.

Cinturões de Van Allen

Existem elétrons e íons energéticos aprisionados no campo magnético ao redor da Terra nos chamados cinturões de radiação, também conhecidos com cinturões de Van Allen. Esses cinturões se estendem de 100 a 65000km e consistem, principalmente, em elétrons até alguns MeV de energia e prótons com várias centenas de MeV (ECSS, 2020b).

Como o eixo magnético da Terra é inclinado em relação ao eixo de rotação a parte interior dos cinturões de radiação se encontram mais próximos a Terra na região do Atlântico Sul proporcionando um fluxo de partículas energéticas mais elevado nessa região. Esse fenômeno é conhecido como Anomalia do Atlântico Sul, South Atlantic Anomaly (SAA).

Partículas solares energéticas

Partículas solares energéticas possuem alta energia e são encontradas no espaço interplanetário e em regiões próximas a Terra. Elas ocorrem em rajadas de curta duração, de poucas horas a vários dias, que estão relacionadas à atividade solar. São compostas por elétrons, prótons e íons pesado com energia entre dezenas de keV a GeV (ECSS, 2020b).

Raios cósmicos galáticos

São partículas energéticas que vem de fora do sistema solar, sendo composto por elétrons, prótons e núcleos completamente ionizados (ECSS, 2020b).

Radiação eletromagnética natural

Um veículo espacial em LEO recebe radiação eletromagnética vindas de três principais fontes externas: a maior contribuição vem do fluxo solar direto seguido pela fração de radiação solar refletida pela Terra, chamada albedo, e da radiação

infravermelha emitida pela Terra (ECSS, 2020b).

2.4 TESTE E CONFIABILIDADE DE SISTEMAS

De acordo com Avizienis et al.(2004), a melhoria da confiabilidade de um sistema pode ser alcançada ao se aplicar um conjunto de técnicas. Por exemplo, a utilização de redundância possibilita que um serviço atenda as especificações de um sistema a despeito da ocorrência de falhas. Esta redundância, em um sistema computacional, pode ser: de hardware (ex: utilização de circuitos extras), software (ex: programas de diagnóstico) ou temporal (ex: repetição de operações). Em qualquer um dos casos, é necessário utilizar alguma forma de detecção de erros com o objetivo de identificar a existência de estados de inconsistência do sistema.

A identificação de estados inconsistentes é o objetivo principal dos processos de verificação e validação utilizados na qualificação de sistemas. Assim sendo, pode-se dizer que a detecção é o ponto de partida para a execução das demais fases desses processos. É com base na constatação de que houve um desvio com relação ao comportamento previsto na especificação inicial que iniciam as atividades de identificação e sinalização das inconsistências. Um dos mecanismos de detecção consiste na aplicação de estímulos às entradas de um dispositivo, comparando os valores fornecidos pelas saídas com os esperados a partir da especificação. Se o valor observado for diferente do esperado, logo um determinado procedimento de teste detectou a existência de uma falha.

A utilização de tolerância a falhas visa fornecer maior confiabilidade ou maior disponibilidade a um sistema, podendo ambos parâmetros serem afetados pelas técnicas. Porém, a aplicação das estratégias de tolerância a falhas, invariavelmente, resulta em uma queda no desempenho do sistema devida, no mínimo, ao tempo gasto para realização de testes, comparação de resultados ou sincronização de atividades. Esse aspecto resulta em um grande incentivo para o estudo de técnicas para realização de testes mais rápidos, sem perdas substanciais nos índices de cobertura de falhas.

De acordo com os conceitos para falha, erro e defeito, apresentados ainda por Laprie (2004): um sistema apresenta um defeito quando o serviço por ele fornecido encontra-se em um estado diferente do especificado; o erro é alguma alteração no sistema, que pode levá-lo a fornecer um serviço diferente do especificado, logo o erro é o causador do defeito; e, a falha é a causa primária de um mau funcionamento ou defeito que venha a ocorrer no sistema. Assim, com a utilização da detecção de erros, é possível evitar a existência de defeitos em um sistema, por intermédio do mascaramento da falha causadora do erro. A detecção do erro é realizada por intermédio de um teste.

Existe uma relação estrita entre o modelo de falhas considerado em sua representação e a implementação de técnicas de tolerância a falhas. Considerando o

vínculo de consequência existente entre falhas e erros e a relação entre erros e forma de detecção (a detecção percebe erros, não falhas), pode-se perceber a importância da escolha adequada dos modelos de falhas para a implementação dos procedimentos de detecção de erros ou testes. As falhas podem ser divididas em dois tipos: físicas; ou humanas. As falhas físicas podem ser permanentes ou temporárias, que por sua vez podem ser classificadas como intermitentes ou temporárias. As falhas humanas podem ser de projeto ou de interação com o sistema.

A presente pesquisa visa melhorar a confiabilidade de um sistema do tipo Cubesat, cobrindo tanto as falhas físicas quanto as falhas humanas. As falhas de projeto são tratadas antes do lançamento do satélite, e as falhas de interação são tratadas durante a operação do mesmo. As falhas permanentes ocorrem devido ao desgaste natural de componentes eletrônicos; falhas intermitentes ocorrem quando um componente está em vias de desenvolver uma falha permanente; e falhas transitórias ocorrem devido a fatores externos ao dispositivo, como por exemplo, radiação eletromagnética ou bombardeamento de partículas radiativas. As falhas transitórias podem ser eliminadas com o uso de proteções adequadas, mas as outras são inerentes aos componentes eletrônicos, portanto constituem-se em alvo do presente trabalho.

3 METODOLOGIA

Este trabalho foi realizado em três etapas sequenciais referentes aos objetivos específicos: investigação no estado da arte de projetos de hardware com foco em pequenos satélites; investigação e seleção de normas internacionais para utilização no projeto de sistemas espaciais; desenvolvimento de estudo de caso objetivando colocar em prática o conhecimento obtido no estudo das normas. Essas etapas foram planejadas visando exercitar o fluxo completo de projeto e desenvolvimento de Cubesats, tendo como foco a melhoria dos aspectos de confiabilidade do satélite.

Inicialmente foi realizada uma investigação sobre o estado da arte de projetos de hardware para sistemas espaciais focados em pequenos satélites nos contextos mundial e brasileiro. A pesquisa foi realizada a partir dos trabalhos publicados na última década em bases de dados relevantes à área de estudo, principalmente o Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE) e levou em consideração os principais desafios e avanços no desenvolvimento de Cubesats. Os trabalhos foram agrupados em três categorias: planejamento da missão; projeto e implementação; e verificação.

A segunda etapa consistiu em investigar padrões internacionais de projeto de sistemas espaciais baseados nas normas ECSS e sua aplicabilidade para Cubesats. Essa etapa teve como motivação o fato do trabalho estar vinculado ao Laboratório de Pesquisa em Sistemas Espaciais (SpaceLab) do Centro Tecnológico da UFSC, que segue as normas ECSS desde 1998 como resultado de uma parceria com a ESA. Durante a pesquisa foram seguidas as orientações de (ESA-ESTEC, 2016) que apontam e ajustam quais normas ECSS devem ser consideradas no desenvolvimento de Cubesats quanto a verificação, teste, ambiente espacial e módulos elétrico-eletrônicos. Também foram selecionadas e analisadas normas adicionais devido à sua relação direta com o desenvolvimento de hardware para sistemas espaciais como, por exemplo, regras de projeto de placas de circuito impresso (*Printed Circuit Boards*, PCBs), normas para o teste de liberação de gás (*outgassing*) em ambiente vácuo-térmico para a triagem de materiais para uso no espaço, e normas para ensaios de compatibilidade eletromagnética (do Inglês, *Electromagnetic Compatibility*, EMC).

A partir do entendimento da filosofia de projeto adotada em outras missões, e da investigação na área de normatização, foi definida uma sequência de atividades a ser seguida em projetos de Cubesats. Basicamente, entre a ideia inicial de um sistema para Cubesat e a sua completa implementação e qualificação existem diversas etapas a serem seguidas para que sejam feitos o planejamento, a execução, e sua verificação. A Figura 22 lista a sequência de atividades adotada nessa pesquisa.

Utilizando o fluxo de projeto como referência, na terceira etapa da metodologia foi desenvolvido um estudo de caso. As lições aprendidas durante o desenvolvimento foram utilizadas como realimentação para melhoria do fluxo. Com isso, foi possível o

desenvolvimento não apenas do projeto do hardware, mas também do planejamento do processo de verificação. Durante o processo, foram seguidas as normas ECSS, boas práticas da indústria apresentadas em tutoriais, *application notes*, manuais e técnicas adotadas em outros projetos do SpaceLab descritos em artigos, dissertações, teses e documentação de projeto. Como resultado do estudo de caso foi concebida a Payload XL, que consiste em um sistema computacional para Cubesats.

A primeira versão da Payload XL foi desenvolvida em 2019 e é apresentada no apêndice A. Em seguida uma nova versão foi elaborada contemplando algumas modificações na arquitetura para permitir a conexão com as outras placas que fazem parte do APPs. O APPs, integrante da missão GOMX-5, é uma plataforma de processamento em 1U contendo 5 subsistemas, desenvolvida por um consórcio composto pela UFSC, a Cobhan Gaisler, a CBK, e a GMV, com o apoio da ESA, visando demonstrar plataformas de processamento baseadas em microcontroladores, processadores, FPGAs e um Global Navigation Satellite System (GNSS) Software Defined Radio (SDR). A Payload XL foi fabricada em abril de 2021, sendo financiada pela ESA, e seu plano de verificação será executado entre julho e agosto de 2021 nas dependências do ESTEC/ESA na Holanda. O lançamento do GOMX-5 está previsto para o final do primeiro semestre de 2022.

4 ESTADO DA ARTE

Nos últimos anos a atenção dada ao desenvolvimento de pequenos satélites tem aumentado juntamente com o movimento de miniaturização e larga escala de integração dos dispositivos eletrônicos. Com isso diversas iniciativas surgem a cada dia com o intuito de desenvolver e aperfeiçoar técnicas de análise, projeto e verificação nesse cenário.

Este capítulo busca estudos que apresentam essas técnicas de modo a prover ferramentas que podem vir a ser utilizadas nas várias etapas do fluxo de desenvolvimento de missões Cubesat. Os três pilares adotados para a segmentação dos trabalhos são: Planejamento, que engloba as atividades preliminares que norteiam todo o ciclo de vida do projeto; Execução, contemplando as etapas de desenvolvimento propriamente ditos; e Verificação, consistindo nas atividades de teste e qualificação desses sistemas.

4.1 PLANEJAMENTO DE PROJETO

Cho et al. (2015) e Cho e Graziani (2017) introduzem o conceito de *Lean Satellite* como sendo um pequeno satélite que preza pelo baixo custo e curto tempo de desenvolvimento mas que consegue seguir uma metodologia mínima de qualificação garantindo a redução de falhas na missão. O resultado desse trabalho é a norma ISO 17770:2017 (Space systems — Cube satellites) que define o Cubesat e lista os requisitos de projeto, qualificação e testes.

Luo et al.(2018) propõe um método de gerenciamento de projeto chamado “Principais Revisões de Projeto” inspirado nos ciclos de vida de projetos espaciais da ECSS e da National Aeronautics and Space Administration (NASA). O método é formado por apenas quatro revisões de projeto, são elas: System Design Review (SDR), Preliminary Design Review (PDR), Critical Design Review (CDR) e Operational Readiness Review (ORR).

O FloripaSat-1 foi uma missão totalmente desenvolvida por estudantes do SpaceLab da UFSC. Sendo um cubesat 1U formado por 5 subsistemas: o módulo On-Board Data Handling (OBDH), o sistema Telemetry, Tracking and Command (TTC), o Electric Power System (EPS) e o Attitude Determination and Control System (ADCS), tendo como carga útil um repetidor de rádio amador. Foi uma missão completamente desenvolvida e operada pelos pesquisadores do SpaceLab com lançamento em 2019 na China, com apoio da Agência Espacial Brasileira. Vários trabalhos foram publicados a partir dessa missão: (VEGA et al., 2015) e (MARCELINO et al., 2020) que descrevem o desenvolvimento de todos os módulos do satélite e (KESSLER et al., 2015) e (MARIANO et al., 2020) que elencam toda a campanha de validação e qualificação do satélite. Durante o desenvolvimento do satélite, foram realizadas quatro revisões

de projeto: PDR; CDR do Modelo de Engenharia v.1.; CDR do Modelo de Engenharia v.2. (*Protoflight*); e Acceptance Review (AR). A segunda CDR foi necessária uma vez que foram identificados problemas durante os testes do Modelo de Engenharia original. Os problemas foram corrigidos, e uma nova CDR foi realizada, dessa vez já considerando o Modelo de Voo, que consistiu em um Modelo de Engenharia fabricado para ser utilizado como *Protoflight* (COAN et al., 2017).

4.2 DESENVOLVIMENTO DE HARDWARE E RESISTÊNCIA À RADIAÇÃO

Conforme introduzido no Capítulo 2, o ambiente espacial apresenta diversos desafios. Um deles diz respeito aos efeitos da radiação oriundos de partículas energéticas nos dispositivos eletrônicos. Os estudos a seguir apresentam abordagens para lidar com esses desafios.

George et al. (2018) Introduce desafios do ambiente espacial, efeitos da radiação e computação reconfigurável, híbrida e tolerante a falhas em pequenos satélites. Também faz uma compilação, em conjunto com (NASA AMES RESEARCH CENTER, 2020), sobre as principais OBCs comerciais disponíveis e lista os processadores e SoCs utilizados nessas placas. Complementarmente, Guertin et al. (2015) mostra os resultados de testes de radiação (SEL, SEU e TID) para microcontroladores e microprocessadores comumente utilizados em Cubesats.

Benfica (2015) Propõe uma plataforma e uma metodologia para a análise da robustez de sistemas embarcados mapeados em dispositivos FPGA COTS quando submetidos à radiação ionizante e à interferência eletromagnética de forma combinada.

Sinclair e Jonathan (2013) Propõe uma metodologia para a utilização de COTS em Cubesats detalhando uma modelagem do ambiente espacial, definindo os efeitos da radiação em sistemas espaciais e listando boas práticas de projetos ao utilizar-se COTS. Também aborda técnicas de dimensionamento e simulação de blindagens e ensaios de radiação. Já Bonin e Stras (2018) propõe uma nova metodologia para alcançar alta tolerância a radiação combinando testes SEE (Single Effect Upset) com análise da fluência e fluxo integral esperados em partículas de energias mais altas com foco em aplicações de pequenos satélites para missões de alta órbita e interplanetárias.

Merl e Graham (2016) implementa um OBC imune a radiação utilizando componentes qualificados para aplicações espaciais. Enquanto Julien et al. (2017) descreve a implementação, testes e caracterização de um OBC tolerante à radiação utilizando dispositivos COTS empregando técnicas de Triple Modular Redundancy (TMR) e reprogramação parcial.

Rigo et al. (2018) e Rigo et al. (2019) descrevem a implementação de uma plataforma computacional que utiliza um FPGA *radiation-hardened* em conjuntos com dispositivos COTS e técnicas de redundância para mitigar os efeitos da radiação sob o sistema.

Nguyen (2017) Estuda os efeitos da radiação em diferentes tipos de memória fazendo um comparativo entre FPGAs baseados em memórias OTP (One Time Programming) e SRAM (Static Random-Access Memory). Também comenta que memórias flash são resistentes a SEU (Single Event Upset) apesar de serem mais susceptíveis a TID (Total Ionizing Dose) e SEL (Single Event Latchup). Em linha semelhante Gupta (2018) analisa efeitos de radiação de evento único em memórias SRAM (Static Random-Access Memory), FRAM (Ferroelectric Random-Access Memory) e flash NAND no contexto de Cubesats. Já o (NASA AMES RESEARCH CENTER, 2020) compila uma tabela comparativa entre os tipos de memórias comumente utilizados nos On-board Computer (OBC), são elas: Static Random Access Memory (SRAM), Dynamic Random Access Memory (DRAM), flash memory, Magnetoresistive Random Access Memory (MRAM), Ferro-Electric Random Access Memory (FERAM), Chalcogenide Random Access Memory (CRAM) Phase Change Memory (PCM). Esse comparativo é apresentado na Tabela 3

Tabela 3 – Comparação entre tipos de memórias.

Característica	SRAM	DRAM	Flash	MRAM	FERAM	CRAM/PCM
Não volátil	não	não	sim	sim	sim	sim
Tensão de operação ($\pm 10\%$)	3.3-5V	3.3V	3.3 e 5V	3.3V	3.3V	3.3V
Organização (bits/die)	512k x 8	16M x 8	16M x 8; 32M x 8	128k x 8	16 k x 8	-
Retenção de dados (@70°C)	N/A	N/A	10 anos	10 anos	10 anos	10 anos
Resistência (ciclos Apaga/Escreve)	Ilimitada	Ilimitada	10^6	10^{13}	10^{13}	10^{13}
Tempo de acesso	10ns	25ns	200ms W; 2ms E	300ns	300ns	100ns
Radiação (TID)	1Mrad	50krad	30krad	1Mrad	1Mrad	1Mrad
Taxa SEU (relativa)	Baixa	Alta	Baixa	Nula	Nula	Nula
Faixa de temperatura	Mil-std	Industrial	Comercial	Mil-std	Mil-std	Mil-std
Potência	500mW	300mW	30mW	900mW	270mW	-
Capacidade	4MB	128MB	256MB	1MB	1.5MB	-

Fonte – (NASA AMES RESEARCH CENTER, 2020)

Em Bhatt et al. (2019) e Rigo et al. (2020) são apresentadas regras, técnicas e boas práticas para a implementação de placas qualificadas para aplicações espaciais. Além das técnicas de roteamento, cuidados com a integridade de sinais, controle de impedância, planejamento de stack-up e boas práticas de EMC, são abordados tópicos como Design For Manufacture (DFM), Design For Assembly (DFA) e Design For Testing (DFT).

Hernandez et al. (2018) fala dos desafios de EMC para as missões científicas da ESA listando os requisitos de algumas missões, fazendo o comparativo com as normas ECSS e mostrando boas práticas e cuidados que devem ser adotados no

desenvolvimento.

Já Silva et al. (2020) descreve o desenvolvimento de um Cubesat e seus testes por um time de estudantes, elenca a escolha de tecnologia de cada módulo e os desafios encontrados.

4.3 VERIFICAÇÃO E QUALIFICAÇÃO

Holstiege e Bridges (2018) Mostra que é possível que a implementação de um módulo para Cubesat seguindo uma abordagem de **lean satellite** esteja de acordo com as normas ECSS, sendo bem sucedido na companhia de qualificação composta por testes de vácuo-térmico, vibração e EMC. Nessa mesma linha, Kirilin et al. (2015) apresenta o desenvolvimento de pequenos satélites e os testes de qualificação também com foco em vácuo-térmico, vibração e EMC.

Bürger (2014) propôs um método para AIT (**Assembly, Integration and Test**) de pico e nanosatélites que é utilizado como procedimento no INPE. Este trabalho propõe todos os processos para integração, qualificação e aceitação de Cubesats, descrevendo as sequências de testes, os parâmetros utilizados e toda a documentação relacionada.

Já Bonsu et al. (2019) propõe, desenvolve e testa uma câmara vácuo-térmica de baixo custo baseada em Peltier para qualificação de **lean satellites**. Masui et al. (2015) descreve as atividades e estratégias utilizadas no Kyushu Institute of Technology (KIT) para testes ambientais para **lean satellites** com foco em testes de vibração e de vácuo-térmico.

Por meio do planejamento adequado é possível acelerar o ciclo de vida do projeto e ainda garantir níveis adequados de confiabilidade realizando uma quantidade reduzida revisões de projetos e focando as campanhas de testes nos pontos mais críticos da missão.

Também vemos que os principal desafio está em superar os efeitos da radiação espacial, seja utilizando componentes qualificados para aplicações espaciais ou a utilização de técnicas de redundância e metodologias para a realização de testes de radiação para a qualificação de sistemas baseados em dispositivos COTS. Além disso , robustez e confiabilidade são adquiridas através de boas práticas de layout, EMC, DFM, DFA e DFT.

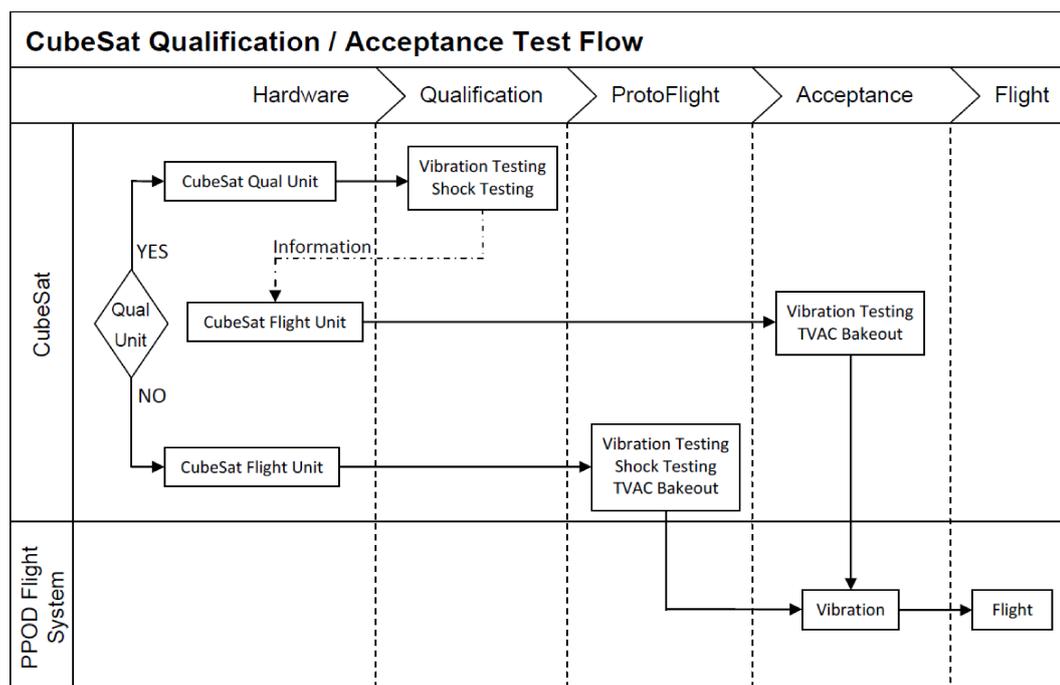
No contexto de integração e verificação a aplicação de um extenso programa de testes se torna inviável no desenvolvimento de Cubesats por conta do elevado custo, acesso restrito às instalações de teste e cronogramas reduzidos. Para isso são propostos planos de qualificação enxutos que em sua maioria se baseiam em testes de vácuo-térmico, vibração e EMC para simular as condições enfrentadas durante o lançamento e a operação da missão. Dessa forma atingi-se um bom compromisso entre tempo e custo do projeto e a confiabilidade do sistema.

Uma vez observado o que está sendo feito em termos de Planejamento, Execução e Verificação por diversos times de desenvolvimento ao redor do mundo, chegamos ao próximo capítulo que cuidará de selecionar quais normas complementam e auxiliam no direcionamento do projeto com foco em confiabilidade.

5 SELEÇÃO DE NORMAS PARA MELHORIA DA CONFIABILIDADE

Existem diversas normas utilizadas em projetos de aplicações espaciais. No caso dos Cubesats, inicialmente foi proposto um padrão bastante simplificado visando, basicamente, reduzir o custo de lançamento desses satélites. A ideia básica foi definir um formato padrão, facilitando a logística de transporte de Cubesats como carga secundária em veículos lançadores de satélites. Com esse objetivo, a norma Cubesat Design Specification (CDS) (THE CUBESAT PROGRAM, 2014) especifica principalmente o dispositivo de ejeção de Cubesats, ou seja, o *deployer* P-POD. Além disso, define os requisitos gerais, mecânicos, elétricos, operacionais e de testes para Cubesats. A Figura 7 mostra o fluxo de testes para qualificação e aceitação de Cubesats proposto pela CDS, que foi proposta e continua sendo mantida pela California Polytechnic State University (Cal Poly).

Figura 7 – Fluxo de testes para qualificação e aceitação de Cubesats.



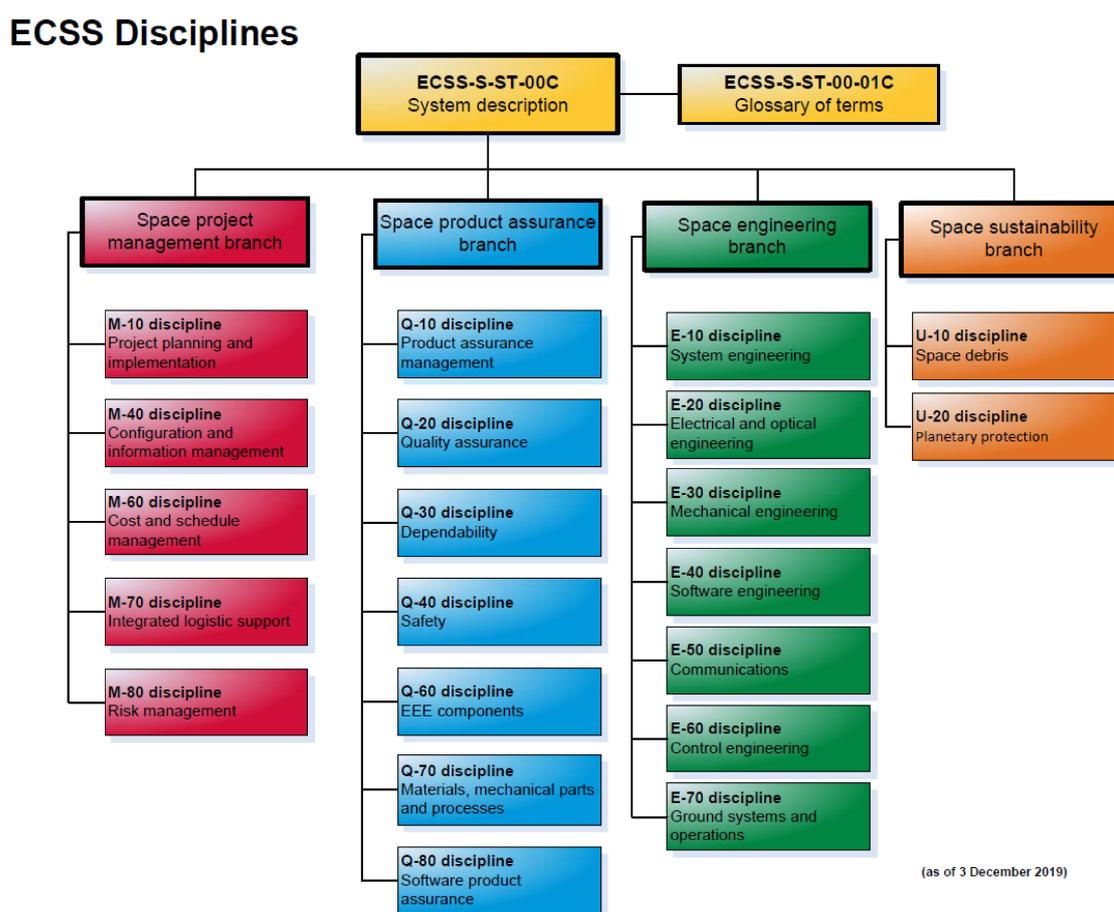
Fonte – (THE CUBESAT PROGRAM, 2014)

O conceito de Cubesat, as especificações do *deployer* e os requisitos de projeto, qualificação e testes também são definidos pela ISO 17770:2017 "Space systems - Cube satellites"(ISO, 2017).

Considerando o objetivo de melhorar a confiabilidade da missão, com o auxílio de um fluxo de projeto e verificação mais elaborado, foram considerados os conceitos descritos em (ISO, 2017), mas também as normas definidas pela European Cooperation for Space Standardization (ECSS). A ECSS é uma comissão responsável por

desenvolver normas unificadas para aplicações espaciais em toda a União Europeia. As normas ECSS são ramificadas em 4 disciplinas principais: Gerenciamento de projetos espaciais; Garantia do produto espacial; Engenharia espacial; e Sustentabilidade espacial (ECSS, 2020a). Cada disciplina é estratificada em várias subdisciplinas e estas, por sua vez, são compostas por conjuntos de normas. A Figura 8 mostra essa ramificação.

Figura 8 – Árvore de disciplinas e subdisciplinas da ECSS.



Fonte – (ECSS, 2020a)

A Agência Espacial Europeia (ESA) compila um documento, (ESA-ESTEC, 2016), que lista quais normas ECSS são aplicáveis no contexto de desenvolvimento de Cubesats e quais pontos dessas normas devem ser adaptados nesse cenário, essas normas são listadas na Tabela 4. Vale salientar que cada uma dessas normas deve ser analisada e sua aplicabilidade vai depender dos elementos de projeto e do contexto de cada missão Cubesat.

Sob a ótica do desenvolvimento de hardware e verificação a nível de sistema, visando melhoria da confiabilidade de projetos de Cubesats, no presente capítulo

Tabela 4 – Aplicabilidade das normas ECSS para Cubesats.

Norma
ECSS-E-ST-10-02C - Verification
ECSS-E-ST-10-03C - Testing
ECSS-E-ST-10-04C - Space environment
ECSS-E-ST-20C - Electrical and electronic
ECSS-E-ST-20-08C - Photovoltaic assemblies and components
ECSS-E-ST-31C - Thermal control general requirement
ECSS-E-ST-32C - Structural general requirements
ECSS-E-ST-32-01C - Fracture control
ECSS-E-ST-32-02C - Structural design and verification of pressurised hardware
ECSS-E-ST-32-08C - Materials
ECSS-E-ST-33-01C - Mechanisms
ECSS-E-ST-35-01C - Liquid and electric propulsion for spacecraft
ECSS-E-ST-50C - Communications
ECSS-E-ST-50-05C - Radiofrequency and modulation
ECSS-E-ST-60-30C - Satellite attitude and orbit control system (AOCS) requirements

Fonte – Adaptado de (ESA-ESTEC, 2016)

é apresentado o estudo realizado nos documentos ECSS selecionados para esta pesquisa.

5.1 VERIFICAÇÃO

A norma “ECSS-E-ST-10-02C - *Verification*” (ECSS, 2018a), estabelece os requisitos, processos e atividades relacionadas à verificação de sistemas espaciais para garantir que estes atenderão os requisitos de projeto especificados.

- Atividades de verificação

As atividades de verificação consistem em: planejamento, execução, relatórios, controle e encerramento, como mostrado na Figura 9.

- Documentação de verificação

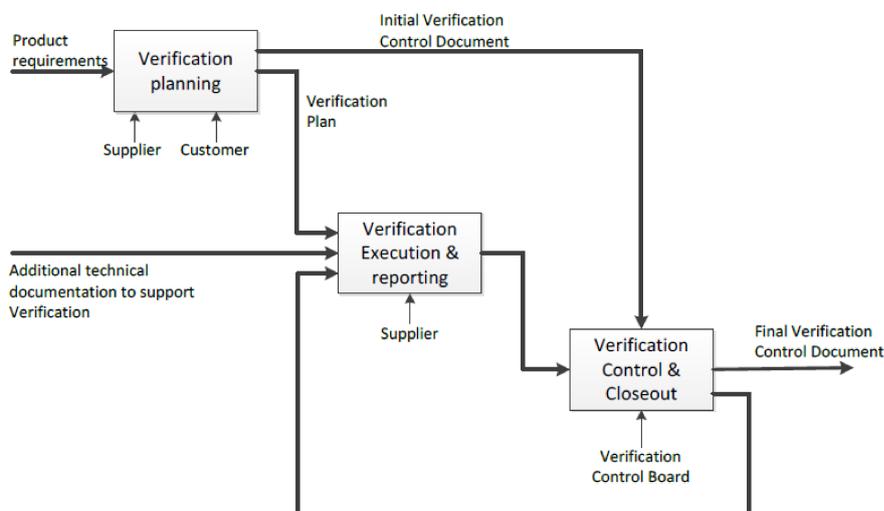
O principal documento de verificação é o plano de montagem, integração e verificação (AIV). Complementar ao AIV ainda podem existir, conforme necessidade de projeto: especificação de testes, procedimento de testes, relatório de testes, relatório de análises, relatório de revisão de projeto, relatório de inspeção e relatório de verificação.

- Métodos de verificação

- Teste - mede a performance e funcionalidade do produto sob ambiente controlado.

- Análise - consiste em avaliação teórica ou empírica utilizando técnicas sistemáticas, estatísticas, qualitativas, modelagem e simulação computacional.

Figura 9 – Processo e atividades de verificação.



Fonte – (ECSS, 2018a)

- Revisão de projeto - utilização de registros de projeto aprovados para demonstrar atingimento dos requisitos. Podem ser utilizados relatórios, descritivos de projeto e desenhos de engenharia.
- Inspeção - é feita por meio de determinação visual de características físicas em relação documentação ou padrão estabelecido.

- Níveis de verificação

O processo de verificação é realizado de forma incremental. A seleção dos níveis que devem ser abordados dependerá da complexidade do projeto e, usualmente, os níveis de verificação são segmentados em: material, componente, equipamento, subsistema, elemento e sistema completo. A divisão dos segmentos de sistemas espaciais pode ser vista no anexo A, também são mostrados alguns exemplos de cada.

- Estágios de verificação

Os estágios de verificação caminham em conjunto com o ciclo do vida do projeto e são listados como:

- Qualificação - tem como objetivo demonstrar que o projeto atende os requisitos.
- Aceitação - esse estágio demonstra que o sistema atende as margens especificadas com os desvios e dispensas acordados e está livre de defeitos.
- Pre-lançamento - mostra que o sistema está devidamente configurado e com pleno funcionamento para as atividades de lançamento.

- Em órbita - é uma verificação complementar para os requisitos que não puderem ser verificados em terra.

Complementar a norma ECSS-E-ST-10-02C, existe também o Handbook ECSS-E-HB-10-02A (ECSS, 2010b) que apresenta os princípios da verificação, vários *guidelines* e detalhamento da documentação relacionada às etapas de verificação.

5.2 TESTES

A norma “ECSS-E-ST-10-03C - *Testing*” (ECSS, 2012d), define os requisitos para a verificação dos seguimentos de equipamentos e elementos de sistemas espaciais por meio de testes antes do lançamento. A segmentação de sistemas espaciais pode ser vista no anexo A. Visa ser aplicada em modelos de qualificação (QM), modelos protótipo de vôo (PFM) e modelos de vôo (FM). O programa de testes depende da complexidade do projeto e cada etapa é feita com os seguintes objetivos:

Testes de qualificação - Provê evidência que o equipamento ou elemento funciona de acordo com sua especificação e ambiente pretendido com as devidas margens de qualificação

Testes de aceitação - Demonstra que o equipamento ou elemento está em pleno funcionamento e livre de defeitos de fabricação ou problemas de matéria prima.

Testes no protótipo de vôo (*protoflight*) - É a combinação dos testes de qualificação e aceitação para avaliar o primeiro modelo de vôo. Ele evidencia que o equipamento ou elemento funciona de acordo com sua especificação e ambiente pretendido com as devidas margens de qualificação e está pronto para uso subsequente, estando livre de defeitos e falhas.

Para Cubesats, conforme (ESA-ESTEC, 2016), é utilizada uma abordagem de testes aceitação para equipamentos e testes no modelo protótipo de vôo (PFM) ao nível de elementos, com a aplicabilidade conforme as figuras 10 e 11, respectivamente. Essa norma também lista os requisitos de cada um destes testes em seu devido contexto e define toda a documentação relacionada aos testes.

Figura 10 – Testes de aceitação para equipamentos em Cubesats.

Table 5-3: Space segment equipment - Acceptance test baseline

Test	Reference clause	Ref. to Level & Duration	Applicability versus types of space segment equipment											Application notes		
			a	b	c	d	e	f	g	h	i	j	k		l	
General																
Functional and performance (FFT/RFT)	5.5.1.1		R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	For k (solar array), the deployment test is mandatory before and after the environmental tests (manual deployment before the environmental tests).	
Humidity			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Life			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Burn-in	5.5.1.4		X	-	-	X	-	-	X	-	-	-	-	-	To be performed, if the total duration of the acceptance test sequence is insufficient to detect material and workmanship defect occurring in the space segment equipment lifetime.	
Mechanical																
Physical properties	5.5.2.1		R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	Upon agreement with customer the CoG and MoI is not measured by test, but calculated.	
Static load			-	-	-	-	-	X	-	-	-	-	-	-	General structural proof test is performed on pressure vessel if no covered by higher level test (e.g. sinusoidal with full tanks).	
Spin			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Transient			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Random vibration	5.5.2.3	See Table 5-4 No 1	R	X	R	R	R	R	R	R	R	X	X	X	For k (solar array), the random vibration test should be added to acoustic test for fixed solar array mounted directly to the spacecraft side wall (without offset bracket).	
Acoustic	5.5.2.4	See Table 5-4 No 2	-	X	-	-	-	-	-	-	-	X	X	R	For b (antennas), i (optical), j (mechanism), random vibration or acoustic test is selected depending on the type, size and location of the space segment equipment. For k (solar array), acoustic acceptance testing of recurrent FMs (from the second FM) can be omitted on condition that they are subjected to acceptance testing at space segment element level.	
Sinusoidal vibration	5.5.2.5	See Table 5-4 No 3	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	R	-	For k (solar array), sinusoidal vibration acceptance testing of recurrent FMs (from the second FM) can be omitted on condition that they are subjected to acceptance testing at space segment element level, or in case of significant flight heritage on design, processes and manufacturers.	
Shock			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Micro-vibration generated-environment-			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Micro-vibration suscep-	5.5.2.8	See Table 5-4 No 4	X	-	-	-	-	-	-	-	-	X	X	-	Test to be performed only if need is identified by analysis.	
Structural integrity																
Leak	5.5.3.1	See Table 5-4 No 5	X	-	R	R	R	R	X	-	-	-	-	-	For a (electronic, electrical and RF equipment) required only on sealed or pressurized space segment equipment.	
Proof pressure	5.5.3.2	See Table 5-4 No 6	-	-	-	R	R	R	X	-	-	-	-	-	For c (battery) proof pressure, is performed at cell level (i.e. component level).	
Pressure cycling			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Design burst pressure			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Burst			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
Thermal																
Thermal vacuum	5.5.4.1 & 5.5.4.2	See Table 5-4 No 7	R	X	R	R	R	X	R	R	R	R	R	-	R	
Thermal ambient	5.5.4.1 & 5.5.4.3	See Table 5-4 No 8	R	X	R	R	R	X	R	R	R	R	R	-	-	Can be combined in thermal vacuum test. Tests not required for batteries that cannot be recharged after testing.
Electrical / RF																
EMC	5.5.5.1	See Table 5-4 No 9	R	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	For equipment without electronic test are limited to bonding test.
Magnetic	5.5.5.2		X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	-	X	Magnetic test to be performed if justified by mission needs, in accordance with the EMCCP.
ESD			-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
PIV	5.5.5.4	See Table 5-4 No 10	X	X	-	-	-	-	X	-	X	-	-	-	-	
Multipaction	5.5.5.5		X	X	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
Corona and arc discharge	5.5.5.6	See Table 5-4 No 11	R	R	R	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	For condition of applicability of test, refer to 5.5.5.6.
Mission specific																
Audible noise	5.5.6.1		R	R	-	R	R	-	R	-	-	-	R	-	-	Required for space segment equipment for crewed space segment element.
Types of space segment equipment														Key		
a Electronic, electrical and RF equipment	d Valve	g Thruster				j Mechanism				R Required						
b Antenna	e Fluid or propulsion equipment	h Thermal equipment				k Solar array				X To be decided by the customer						
c Battery	f Pressure vessel	i Optical equipment				l Solar panel				- Not required						
NOTE 1: Tests are categorized into "R" or "X" depending on the sensitivity of the space segment equipment type to the specific environment, the probability of encountering the environment, and project specificity.																
NOTE 2: All tests type are listed independently of their application status: - the black shading indicates that the type of test is never required or optional - the grey shading indicates that there is no test level and duration specified in the Table 5-4 since it is not a test where an environment is applied to the item under test																

Fonte – Adaptada de (ECSS, 2012d)

Figura 11 – Testes de qualificação para elementos em Cubesats.

Table 6-5: Space segment element - Protoflight test baseline

Test	Reference clause	Ref. to Level & Duration & Number of applications	Applicability	Conditions
General				
Optical alignment	6.5.1.1		R	
Functional (FFT / RFT)	6.5.1.2		R	
Performances (PT)	6.5.1.3		R	
Mission (MT)	6.5.1.4		R	
Polarity	6.5.1.5		R	
Launcher Interface	6.5.1.6		X	Mandatory for space segment element interfacing with launcher.
Mechanical				
Physical properties	6.5.2.1		R	
Modal survey	6.5.2.2		X	
Static	6.5.2.3	Table 6-6 No 1	X	Mandatory if not performed at structure subsystem level
Spin	6.5.2.4	Table 6-6 No 2	X	Mandatory for spinning space segment elements with an acceleration greater than 2 g or more to any part of the space segment element
Transient	6.5.2.5	Table 6-6 No 3	X	
Acoustic	6.5.2.6	Table 6-6 No 4	X	Acoustic test may be replaced by random vibration. For a small compact space segment element, acoustic testing does not provide adequate environmental simulation, and random vibration may replace the acoustic test. If acoustic test is performed, random vibration may be avoided.
Random vibration	6.5.2.7	Table 6-6 No 5	X	
Sinusoidal vibration	6.5.2.8	Table 6-6 No 6	R	Sinusoidal vibration may be replaced by transient combined with modal survey
Shock	6.5.2.9	Table 6-6 No 7	X	
Micro-vibration susceptibility	6.5.2.10	Table 6-6 No 8	X	
Structural integrity				
Proof pressure	6.5.3.1	Table 6-6 No 9	X	Mandatory for pressurized space segment elements or on pressurized equipment integrated in space segment element for which the test is feasible
Pressure cycling	6.5.3.2	Table 6-6 No 10	X	Mandatory for Pressurized space segment elements that will experience several re-entries.
Design burst pressure	6.5.3.3	Table 6-6 No 11	X	Mandatory for pressurized space segment element to be performed on a dedicated hardware
Leak	6.5.3.4	Table 6-6 No 12	X	Mandatory for pressurized space segment elements or on pressurized equipment integrated in space segment element for which the test is feasible
Thermal				
Thermal vacuum	6.5.4.1 & 6.5.4.2	Table 6-6 No 13	R	
Thermal ambient	6.5.4.1 & 6.5.4.3	Table 6-6 No 14	X	Applicable to space segment elements that operate under a non-vacuum environment during their lifetime
Thermal balance	6.5.4.4		R	
Electrical / RF				
EMC	6.5.5.2	Table 6-6 No 15	R	
Electromagnetic auto-compatibility	6.5.5.3		R	
PIE	6.5.5.4	Table 6-6 No 16	X	
Magnetic	6.5.5.5		X	
Mission Specific				
Aero-thermodynamics	6.5.6.1		R	For space segment element performing atmospheric entry
Crewed Mission Specific				
Micro-vibration emission	6.5.7.1		R	
HFE	6.5.7.2		R	
Toxic off gassing	6.5.7.3		R	
Audible noise	6.5.7.4		R	
R Mandatory X To be decided on the basis of design features, required lifetime, sensitivity to environmental exposure, and expected usage. Note: All tests type are listed independently of their application status: - the dark grey indicates that the type of test is never required or optional - the light grey indicates that there is no test level and duration specified in the Table 6-6 since it is not a test where an environment is applied to the item under test				

Fonte – Adaptada de (ECSS, 2012d)

5.3 AMBIENTE ESPACIAL

A norma “ECSS-E-ST-10-04C - *Space environment*” (ECSS, 2020b), descreve o ambiente espacial, abordando tópicos sobre gravidade, campos geomagnéticos, radiação, atmosferas, plasmas, partículas energéticas de radiação, meteoros e contaminação. Também define modelos aplicáveis sobre esses tópicos para análise e simulação. O capítulo 2 discutiu diversos pontos mostrados nessa norma.

Além das normas listadas por (ESA-ESTEC, 2016), temos mais algumas que valem ser citadas e podem ser usadas como diretriz no desenvolvimento de sistemas eletrônicos espaciais:

5.4 COMPATIBILIDADE ELETROMAGNÉTICA

A norma “ECSS-E-ST-20-07C - *Electromagnetic compatibility*” (ECSS, 2012c), lista os requisitos de verificação de sistemas em relação à compatibilidade eletromagnética descrevendo os cenários de teste e os limites de aprovação para os seguintes ensaios:

- Emissões conduzidas, alimentação, modo diferencial, 30 Hz a 100kHz;
- Emissões conduzidas, alimentação e sinal, 100kHz a 100MHz;
- Emissões conduzidas, alimentação, corrente de inrush;
- Emissão de campo magnético em corrente contínua;
- Emissões radiadas, campo elétrico, 30MHz a 18GHz;
- Susceptibilidade conduzida, alimentação, 30Hz a 100kHz;
- Susceptibilidade conduzida, injeção por cabos, 50kHz a 100MHz;
- Susceptibilidade conduzida, alimentação, transientes;
- Susceptibilidade irradiada, campo magnético, 30Hz a 100kHz;
- Susceptibilidade irradiada, campo elétrico, 30 MHz a 18GHz;
- Susceptibilidade a descargas eletroestáticas, ESD.

Essa norma é complementada pelo Handbook (ECSS, 2012b) que traz todo o arcabouço teórico que justifica e descreve os ensaios listados por ela e também abrange as atividades a nível de sistema, técnicas de projeto com foco em EMC, métodos de teste, métodos de análise e modelos computacionais para EMC.

5.5 COMPONENTES ELETRÔNICOS

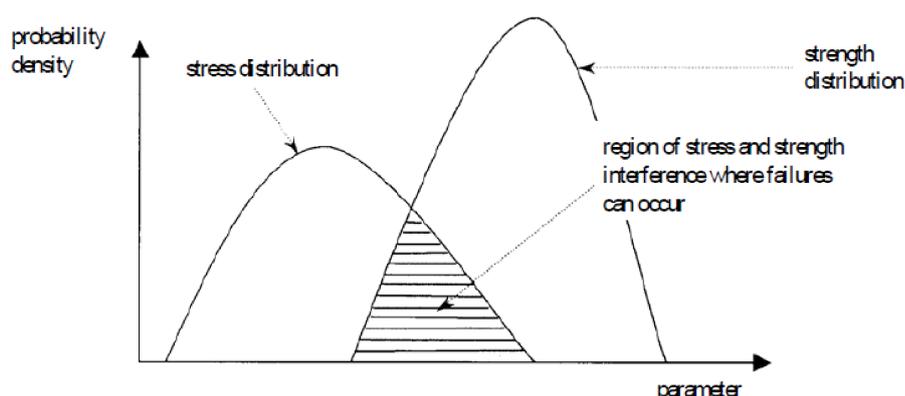
A norma “ECSS-E-ST-20C - *Electrical and electronic*” (ECSS, 2008a), lista requisitos sob a ótica da engenharia de sistemas para: interfaces, projeto, verificação, sistemas de alimentação, compatibilidade eletromagnética e sistemas de radio frequência.

Já a norma “ECSS-Q-ST-30-11C - *Derating - EEE components*” (ECSS, 2011), estabelece níveis de utilização de componentes elétricos, eletromecânicos, e eletrônicos (EEE) com o objetivos de reduzir o estresse aplicado garantindo performance, confiabilidade até o fim do ciclo de vida do equipamento. *Derating* refere-se a redução intencional dos estresses elétricos, térmicos e/ou mecânicos para níveis menores que suas especificações.

Um dado componente, quando em operação, é submetido a um estresse que segue uma distribuição estatística. Sua resistência a esse estresse também segue uma outra distribuição estatística. Esse componente operará em uma condição confiável se a sua resistência for maior que o estresse aplicado, caso contrário uma falha poderá ocorrer. Nessas condições existem duas opções de garantir a confiabilidade do sistema: diminuir o estresse aplicado ou aumentar a resistência do componente.

O *derating* consiste em "superdimensionar" as especificações do componente de modo que as distribuições probabilísticas de estresse e resistência fiquem o mais afastadas, de modo que a intersecção entre elas fique menor o possível, como mostrado na Figura 12.

Figura 12 – Relação estresse x resistência.

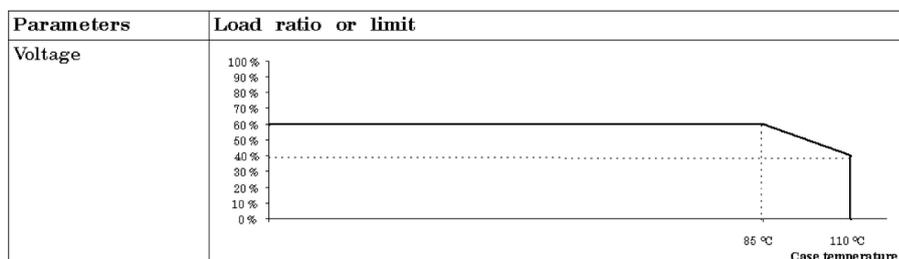


Fonte – (ECSS, 2011)

A norma estabelece critérios de *derating* para várias famílias de componentes: capacitores, conectores, dispositivos piezo-elétricos, diodos, filtros, fusíveis, indutores, transformadores, circuitos integrados, relés, resistores, termistores, transistores, fios, cabos, componentes opto-eletrônicos e componentes de fibra óptica. Alguns exemplos

de *derating* para capacitores cerâmicos, diodos, transistores bipolares e cabos são mostrados nas figuras 13, 14, 15, e 16, respectivamente.

Figura 13 – Derating para capacitores cerâmicos.



Fonte – (ECSS, 2011)

Figura 14 – Derating para diodos.

Parameters	Load ratio or limit
Forward current (I_F):	75%
Reverse voltage (V_R)	75 %
Dissipated power (P_D)	50 % (only if dissipated power is defined by the manufacturer)
Junction temperature (T_j)	110 °C or $T_{j,max} - 40$ °C (whichever is lower).

Fonte – (ECSS, 2011)

Figura 15 – Derating para transistores bipolares.

Parameters	Load ratio or limit
Collector-emitter voltage (V_{CE0})	75 %
Collector-base voltage (V_{CB0})	75 %
Emitter-base voltage (V_{EB0})	75 %
Collector current ($I_{c,max}$)	75 %
Base current (I_B,max), if specified	75 %
Power (P_D)	65 % of maximum power
Junction temperature (T_j)	110 °C or $T_{j,max} - 40$ °C (whichever is lower).
<<Notes deleted and moved to 6.28.3b and 6.28.3c>>	

Fonte – (ECSS, 2011)

Figura 16 – Derating para cabos.

Parameters	Load ratio or limit														
Voltage	50 %														
Wire size (AWG)	32	30	28	26	24	22	20	18	16	14	12	10	8	6	4
Maximum current for single wire Cu (Isw) (A) ^a	1,2	1,3	1,5	2,5	3,5	5	7,5	10	13	17	25	32	45	60	81
Maximum current for single wire Al (Isw) (A) ^a						4	6	8	10,4	13,6	18,4	25,6	36		
Wire surface temperature	Manufacturer's maximum rating $T_{max} - 50\text{ }^{\circ}\text{C}$.														
^a for ambient temperature of 40 °C.															

Fonte – (ECSS, 2011)

5.6 RESISTÊNCIA A RADIAÇÃO

A norma “ECSS-Q-ST-60-15C - Radiation hardness assurance - EEE components” (ECSS, 2012e), especifica os requisitos para garantir a resistência a radiação de projetos espaciais. Essa norma aborda três principais efeitos da radiação: Total Ionising Dose (TID), Displacement Damage (DD) ou Total Non-Ionizing Dose (TNID) e Single Event Effects (SEE).

Essa norma é complementada pelo Handbook (ECSS, 2010a) que apresenta os efeitos da radiação e cobre os métodos para cálculo da radiação recebida e políticas para definição de margens.

Os efeitos da radiação em sistemas eletro-eletrônicos são:

- Total Ionising Dose (TID)

É o acúmulo de radiação ionizante quantificado em energia depositada por massa (com unidades Rad ou Gray). Pode levar a deslocamento nas tensões limites, correntes de fuga e ruído.

- Displacement Damage (DD)

Efeito causado por partículas energéticas como nêutrons, prótons, elétrons, partículas α e íons pesados que podem danificar o semicondutor deslocando os átomos da estrutura cristalina.

- Single Event Effects (SEE)

Aparecem da interação com partículas (protons, neutrons, e íons pesados) com o semicondutor causando efeitos destrutivos ou transientes.

Efeitos destrutivos

- Single Event Latch-up (SEL) - quando a partícula gatilha uma estrutura de tiristor pnpn real ou parasita e forma um curto-circuito.
- Single Event Snapback (SESB) - gatilhamento do transistor bipolar parasita que existe entre dreno e fonte de dispositivos MOS.
- Single Event Gate Rupture (SEGR) - formação de um caminho condutivo na região do óxido do gate.
- Single Event Dielectric Rupture (SEDR) - ruptura dielétrica causada por uma partícula ionizada por uma região de campo intenso em um dielétrico.
- Single Event Burnout (SEB) - um gatilhamento destrutivo de um transistor canal n acompanhado de realimentação regenerativa.

Efeitos não-destrutivos

- Single Event Upset (SEU) - mudança de estado em componentes como bit-flips em memórias ou registradores.
- Multiple-Cell Upsets (MCU) - semelhante ao SEU, é mudança de estado em componentes quando uma partícula afeta vários bits adjacentes.
- Single Event Functional Interrupt (SEFI) - quando a partícula ionizada causa a corrupção de um bloco de controle.
- Single Event Hard Errors (SEHE) - quando bits de memória ficam impedidos de serem regravados em um processo de escrita.
- Single Event Transients (SET) - quando uma partícula ionizada cria uma corrente transiente que pode ser interpretada como um falso sinal.
- Single Event Disturb (SED) - transiente que é propagado causando um erro em lógica combinacional.

A Figura 17 mostra uma compilação com os efeitos da radiação, suas unidades, exemplos e partículas relacionadas.

Figura 17 – Resumo dos efeitos da radiação, unidades e exemplos.

Effect	Parameter	Typical units	Examples	Particles
Total ionising dose (TID)	Ionising dose in material	grays (material) (Gy(material)) or rad(material) 1 Gy = 100 rad	Threshold voltage shift and leakage currents in CMOS, linear bipolar (note dose-rate sensitivity)	Electrons, protons, bremsstrahlung
Displacement damage	Displacement damage equivalent dose (total non-ionising dose) Equivalent fluence of 10 MeV protons or 1 MeV electrons	MeV/g cm ²	All photonics, e.g. CCD transfer efficiency, optocoupler transfer ratio Reduction in solar cell efficiency	Protons, electrons, neutrons, ions
Single event effects from direct ionisation	Events per unit fluence from linear energy transfer (LET) spectra & cross-section versus LET	cm ² versus MeV·cm ² /mg	Memories, microprocessors. Soft errors, latch-up, burn-out, gate rupture, transients in op-amps, comparators.	Ions Z>1
Single event effects from nuclear reactions	Events per unit fluence from energy spectra & cross-section versus particle energy	cm ² versus MeV	As above	Protons, neutrons, ions
Payload-specific radiation effects	Energy-loss spectra, charge-deposition spectra charging	counts s ⁻¹ MeV ⁻¹	False count rates in detectors, false images in CCDs Gravity proof-masses	Protons, electrons, neutrons, ions, induced radioactivity (α , β , γ)
Biological damage	Dose equivalent = Dose(tissue) x Quality Factor; equivalent dose = Dose(tissue) x radiation weighting factor; Effective dose	sieverts (Sv) or rems 1 Sv = 100 rem	DNA rupture, mutation, cell death	Ions, neutrons, protons, electrons, γ -rays, X-rays
Charging	Charge	coulombs (C)	Phantom commands from ESD	Electrons

Fonte – (ECSS, 2012e)

5.7 TESTE VÁCUO-TÉRMICO PARA *OUTGASSING*

A norma “ECSS-Q-ST-70-02C - *Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials*” (ECSS, 2008b), descreve um teste vácuo-térmico para determinar as propriedades de *outgassing* de materiais propostos na fabricação de componentes utilizados em aplicações espaciais. *Outgassing* é o processo de liberação gasosa quando os materiais são submetidos a altas condições de vácuo. Essa liberação gasosa pode ocasionar condensação do material em superfícies de outros equipamentos ocasionando falhas, como por exemplo, em conjuntos ópticos.

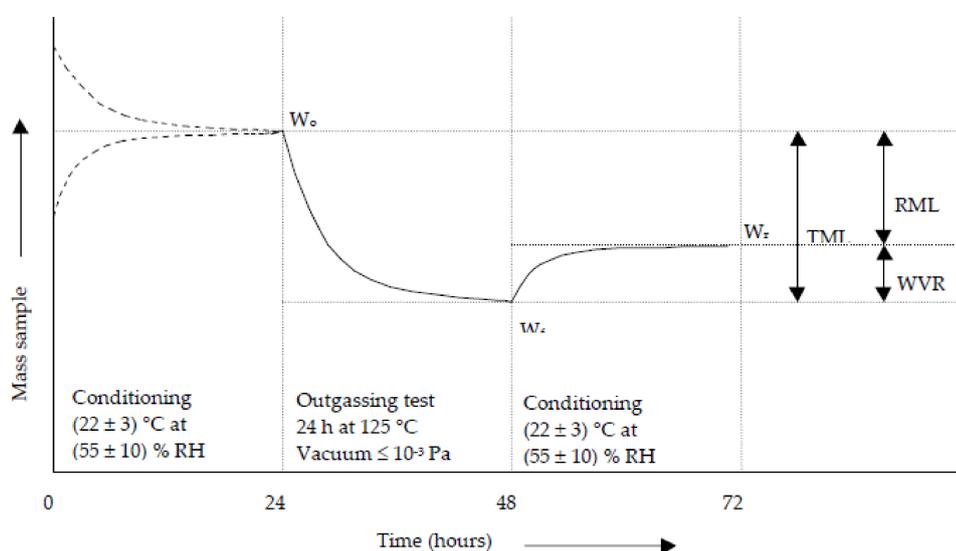
Os principais conceitos envolvidos na caracterização de *outgassing* de materiais são:

- (Total Mass Loss (TML)) - É o percentual de perda de massa total da amostra medida no ensaio.
- Water Vapour Regained (WVR) - É o percentual de massa da umidade absorvida após a etapa de condicionamento.

- Recovered Mass Loss (RML) - É o percentual de perda de massa total da amostra desconsiderando a umidade absorvida no condicionamento. $RML = TML - WVR$
- Collected Volatile Condensable Materials (CVCM) - Quantidade de matéria condensada no coletor a partir da amostra ao término do ensaio. É também expressada como um percentual em relação a massa inicial da amostra.

A Figura 18 mostra as etapas do ensaio de *outgassing* e as condições de cada uma delas. Ao fim de cada etapa é feita a medição de massa da amostra para que os parâmetros de *outgassing* sejam obtidos.

Figura 18 – *Outgassing* teste.



Fonte – (ECSS, 2008b)

A norma estabelece que os parâmetros de *outgassing* para a seleção de um material devem ser: $RML < 1\%$ e $CVCM < 0.1\%$

Em (NASA, 2017) é possível encontrar uma lista com os parâmetros de *outgassing* de milhares de materiais.

5.8 DESENVOLVIMENTO DE PCBS

A norma “ECSS-Q-ST-70-12C - *Design rules for printed circuit boards*” (ECSS, 2014), especifica os requisitos para projetos e fabricação de placas de circuito impresso (PCB). Ela é aplicável para PCBs rígidas, flexíveis, rigid-flex, HDI e para RF. É uma norma bem completa que lista questões sobre planejamento do stack-up, seleção de materiais para laminados, controle de impedância de sinais críticos, roteamento de

sinais provenientes de componentes HDI, tolerâncias, espaçamentos, especificações de furações, projeto térmico e projeto para montagem (DFA).

Além dessa norma, (RIGO, C. A., 2019) traz uma série de técnicas de projeto para PCBs voltadas a aplicações espaciais.

5.9 SOLDA DE ALTA CONFIABILIDADE

A norma “ECSS-Q-ST-70-38C - *High-reliability soldering for surface-mount and mixed technology*” (ECSS, 2018b), define os requisitos técnicos e provisões de garantia de qualidade para a fabricação e verificação de circuitos eletrônicos de alta confiabilidade baseados em Surface Mounted Device (SMD) e tecnologias mistas. Essa norma junto com a norma “ECSS-Q-ST-70-08 - *Manual soldering of high-reliability electrical connections*” (ECSS, 2009a), especificam praticamente tudo o que é necessário para os processos de preparação, soldagem e verificação.

Um ponto importante na hora de fabricar a placa é a especificação da pasta de solda que deve ser de acordo com a Figura 19.

Figura 19 – Especificações de pasta de solda de acordo com (ECSS, 2018b).



ECSS-Q-ST-70-38C Rev.1 Corrigendum 1
12 September 2018

Table 7-1: Chemical composition of spacecraft solders

ESA designation	Sn min % - max %	Pb max %	In min % - max %	Sb max %	Ag min % - max %	Bi max %	Cu max %	Fe max %	Zn max %	Al max %	As max %	Cd max %	Other max %
63 tin solder	62,5-63,5	remainder	-	0,05	-	0,10	0,05	0,02	0,001	0,001	0,03	0,002	0,08
62 tin silver loaded	61,5-62,5	remainder	-	0,05	1,8-2,2	0,10	0,05	0,02	0,001	0,001	0,03	0,002	0,08
60 tin solder	59,5-61,5	remainder	-	0,05	-	0,10	0,05	0,02	0,001	0,001	0,03	0,002	0,08
96 tin solder	remain	0,10	-	0,05	3,5-4,0	0,10	0,05	0,02	0,001	0,001	0,03	0,002	0,08
75 indium lead	max 0,25	remainder	74,0-76,0	0,05	-	0,10	0,05	0,02	0,001	0,001	0,03	0,002	0,08
70 indium lead	0,00-0,10	remainder	69,3-70,7	0,05	-	0,10	0,05	0,02	0,001	0,001	0,03	0,002	0,08
50 indium lead	0,00-0,10	remainder	49,5-50,5	0,05	-	0,10	0,05	0,02	0,001	0,001	0,03	0,002	0,08
10 tin lead	9,0-10,5	remainder	-	0,05	-	0,10	0,05	0,02	0,001	0,001	0,03	0,002	0,08

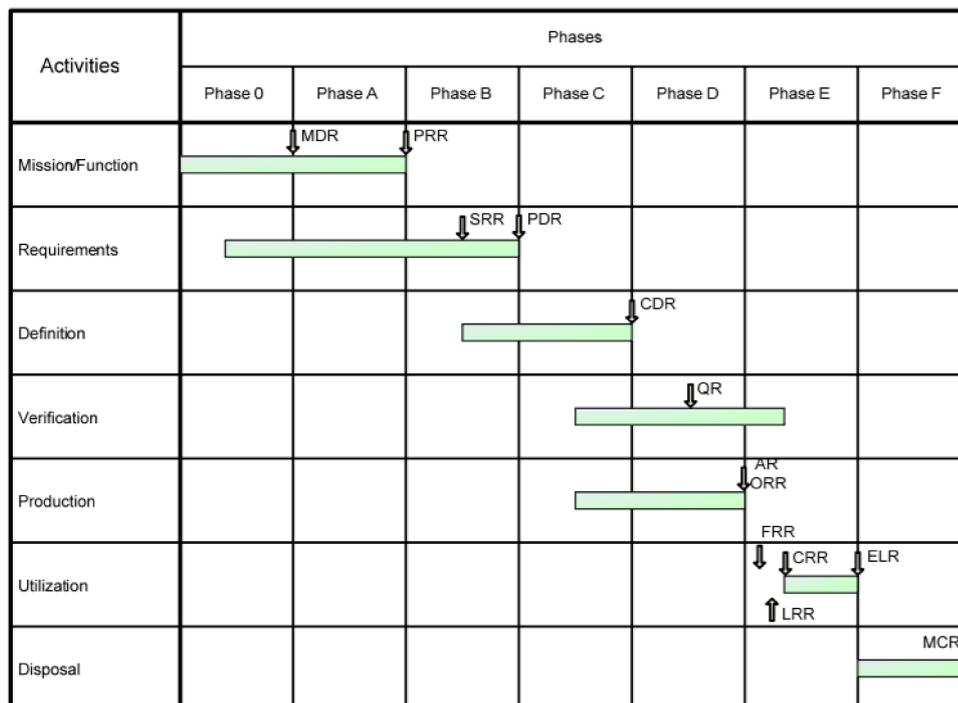
Fonte – Fonte: (ECSS, 2018b).

5.10 PLANEJAMENTO E IMPLEMENTAÇÃO

O principal objetivo da utilização de normas é para que sejam criados padrões que garantam a confiabilidade e qualidade dos sistemas desenvolvidos. Cada norma é utilizada em uma determinada etapa do projeto e para garantir que todos os requisitos e objetivos da missão sejam atingidos é necessário um processo. Esse processo formaliza uma sequência de atividades e revisões.

A ECSS provê a norma “ECSS-M-ST-10C Rev.1 – *Project planning and implementation*” (ECSS, 2009b) que define o ciclo de vida do projeto sendo composto por diversas categorias de atividades que são executadas no decorrer das várias fases de projeto. Também são realizadas um conjunto de revisões de projeto para assegurar que a cada fase o sistema atenda aos seus requisitos, conforme ilustrado na Figura 20.

Figura 20 – Ciclo de vida de projeto típico da ECSS.



Fonte – (ECSS, 2009b) .

As fases de projetos propostas partem da concepção, passando por toda a implementação, operação e finalizando com encerramento da missão, são elas:

- Fase 0 - Análise da missão;
- Fase A - Viabilidade;
- Fase B - Definição preliminar;
- Fase C - Definição detalhada;
- Fase D - Qualificação e produção;
- Fase E - Utilização;
- Fase F - Descarte.

Ao final de cada fase existe um marco, uma revisão de projeto. Essa revisão garante que o projeto está pronto para passar para uma próxima fase. As revisões de projeto são:

- Mission Definition Review (MDR)
- Preliminary Requirements Review (PRR)
- System Requirements Review (SRR)
- Preliminary Design Review (PDR)
- Critical Design Review (CDR)
- Qualification Review (QR)
- Acceptance Review (AR)
- Operational Readiness Review (ORR)
- Flight Readiness Review (FRR)
- Launch Readiness Review (LRR)
- Commissioning Result Review (CRR)
- End-of-Life Review (ELR)
- Mission Close-out Review (MCR)

5.11 PROPOSTA DE FLUXO DE PROJETO SIMPLIFICADO PARA CUBESATS

Como muitas missões Cubesat são mais simples, demandam menor custo, menor tempo de projeto e tem recursos bastante limitados à disposição, é necessária uma simplificação do planejamento e execução do projeto no âmbito dessas missões.

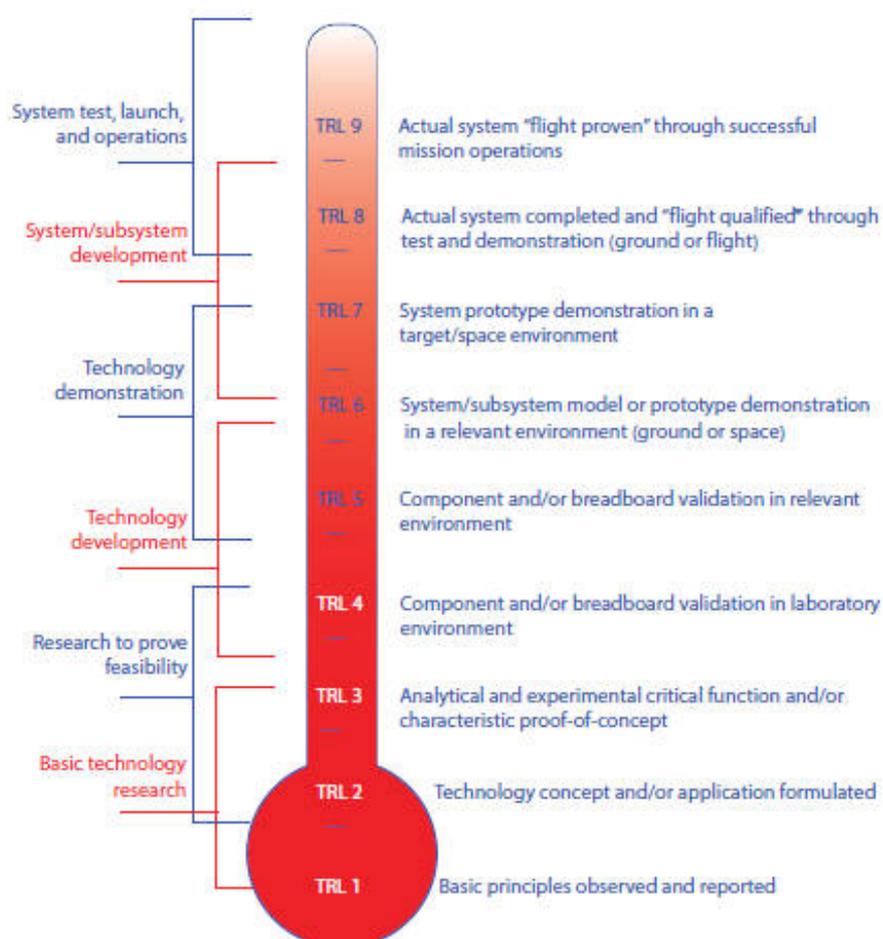
Por isso, este trabalho propõe um fluxo de projeto simplificado que auxilia a concepção do hardware para Cubesats. Esse fluxo pode ser usado como um agente norteador, sendo adaptado ao contexto e disponibilidade de recursos de cada missão.

O fluxo proposto lista uma sequência de atividades utilizando as normas ECSS estudadas neste capítulo como guias e divididas no mesmo tripé utilizado no Capítulo 4, ou seja: Planejamento; Execução; e Verificação. Dada a maior simplicidade dos projetos para Cubesats foram selecionadas quatro revisões de projeto que marcam pontos chave no desenvolvimento, são elas: Mission Definition Review (MDR), Preliminary Design Review (PDR), Critical Design Review (CDR) e Acceptance Review (AR). Após a AR é possível que sejam necessárias revisões de projetos adicionais relacionadas ao lançamento e ao comissionamento, por exemplo. Mas como estas etapas dependem

de interação com a organização responsável pelo lançamento e das particularidades de cada missão, elas ficam de fora do escopo deste trabalho.

Ao passar pelas etapas do fluxo, o projeto avança também em relação ao seu Nível de Maturidade Tecnológica ou, em Inglês, Technology Readiness Level (TRL). Uma definição adequada da classificação TRL está descrita em (NASA AMES RESEARCH CENTER, 2020), e pode ser considerada o ponto de convergência das tecnologias aplicadas à Cubesats. Trata-se de um relatório publicado pela primeira vez em 2013, recebendo atualizações em 2015, 2018 e 2020. Esse documento lista as tecnologias disponíveis que alcançaram TRL igual ou superior a 5. O TRL é uma medida da maturidade de uma tecnologia em particular e, quanto maior o TRL, mais madura está a tecnologia como mostrado na Figura 21.

Figura 21 – Escala TRL da NASA.



Fonte – (NASA AMES RESEARCH CENTER, 2020)

Diferentemente de uma missão considerada como convencional, no caso de uma missão Cubesat, os avanços na escala TRL ocorrem de uma maneira mais ace-

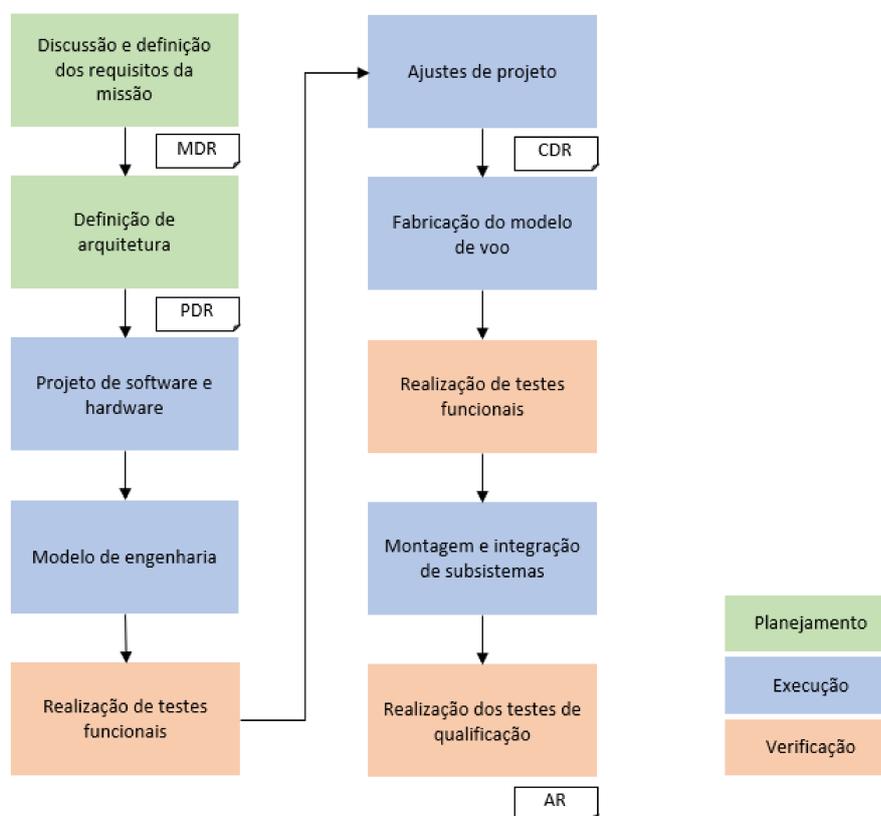
lerada. Por exemplo, é possível que um equipamento a ser desenvolvido para uma determinada missão inicie em TRL 1 e alcance TRL 9 em menos de 12 meses.

Considerando o fluxo de projeto, desenvolvimento, e testes a serem utilizados nessa dissertação, e apresentado na Figura 22, na etapa inicial, antes da MDR, um determinado equipamento pode se encontrar ainda em TRL 1. Poucas semanas após, ao se aproximar da PDR, o TRL deste equipamento poderá estar em 3. Em seguida, ao passar pelos testes funcionais do modelo de engenharia, o equipamento poderá atingir TRLs 4 ou 5, dependendo do nível de reaproveitamento de tecnologia/módulos de missões anteriores. Ao passar pela CDR, o equipamento será fabricado e serão realizados novos testes funcionais e ambientais, desta vez considerando o modelo de voo. Assim, nessa etapa, um determinado equipamento poderá atingir TRL 7. Finalmente, ao ser colocado em órbita como parte da missão Cubesat em questão, e ao demonstrar o funcionamento em órbita na Terra, cumprindo a missão de acordo com os requisitos propostos, o equipamento terá atingido TRL 9.

Nesse contexto, a MDR tem a principal função de engajar o time de desenvolvimento trazendo uma visão macro da missão e fazendo com que os requisitos da missão sejam pensados detalhadamente em uma etapa anterior a elicitação de requisitos de projeto.

Com um bom planejamento da missão, desde a MDR até a AR é possível desenvolver e lançar um Cubesat em 12 meses. Para isso, se faz necessário um bom entendimento do fluxo descrito na Figura 22, e a gerência adequada da missão como um todo. Por exemplo, para garantir o lançamento do satélite em uma janela de 12 meses, desde o início da missão, até mesmo antes da MDR, será necessário iniciar a busca por oportunidades de lançamento do objeto. Isso só é possível de ser realizado ao se considerar missões com requisitos fracos de órbita e inclinação, flexibilizando assim a escolha do lançador. Outra atividade importante que deve ser realizadas desde o início do projeto consiste no registro das frequências de operação dos rádios do satélite e, novamente, isso só é possível em missões onde esse tipo de decisão não depende de requisitos rígidos com dependências de decisões futuras de projeto.

Figura 22 – Fluxo de concepção de hardware.



Fonte – Próprio autor.

5.11.1 Comparação entre a missão FloripaSat-1 e fluxo proposto

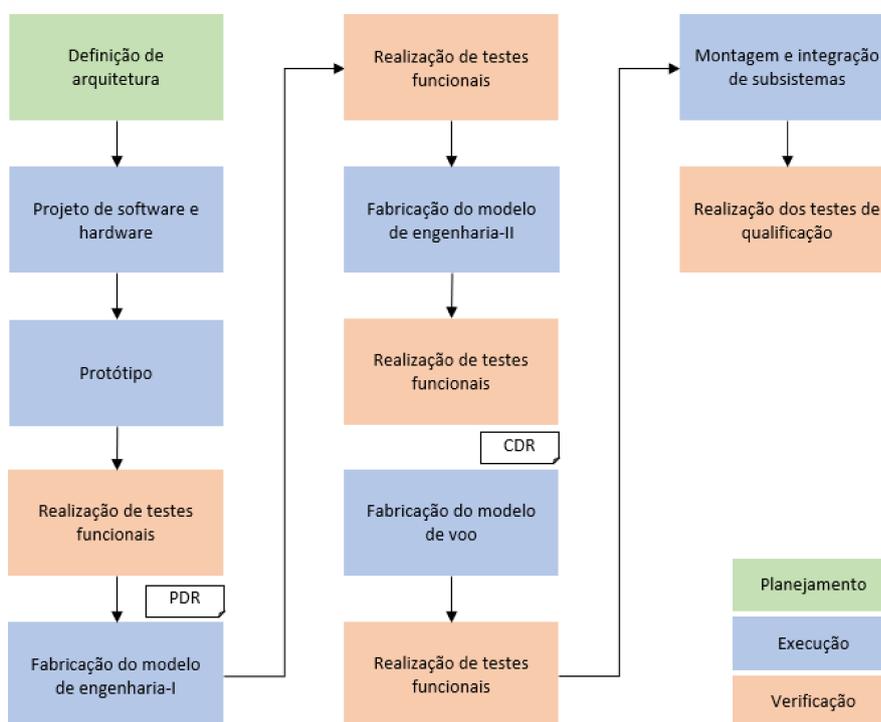
O FloripaSat-1 seguiu um fluxo, conforme mostrado na Figura 23, com duas revisões de projeto e 4 modelos físicos, sendo realizado inicialmente um protótipo, seguido pela PDR que levou a dois modelos de engenharia e que acumularam melhorias após rodadas de testes de desenvolvimento. Em seguida foi realizada a CDR para, por fim, ser fabricado o modelo de vôo (MARIANO et al., 2020).

Em relação ao fluxo proposto percebe-se a ausência de uma MDR uma vez que o FloripaSat-1 teve seu desenvolvimento iniciado antes de uma definição de missão. Com isso apenas algumas premissas genéricas foram assumidas para que os requisitos de projeto fossem listados. Também não houve uma AR finalizando a fase de qualificação.

No quesito campanha de testes, o FloripaSat-1 passou por testes funcionais, de vibração e de vácuo-térmico. Já o fluxo proposto sugere, além destes, uma bateria de testes de compatibilidade eletromagnética que agregam ainda mais confiabilidade ao sistema.

Os autores citam que uma das lições aprendidas durante o projeto FloripaSat-1

Figura 23 – Fluxo de desenvolvimento do projeto FloripaSat-1.



Fonte – Adaptado de (MARIANO et al., 2020).

foi a de documentar melhor etapas. Nesse ponto, o fluxo proposto supre essa necessidade adicionando mais duas revisões: a MDR e a AR, com isso é feita toda a documentação de projeto desde a concepção a qualificação.

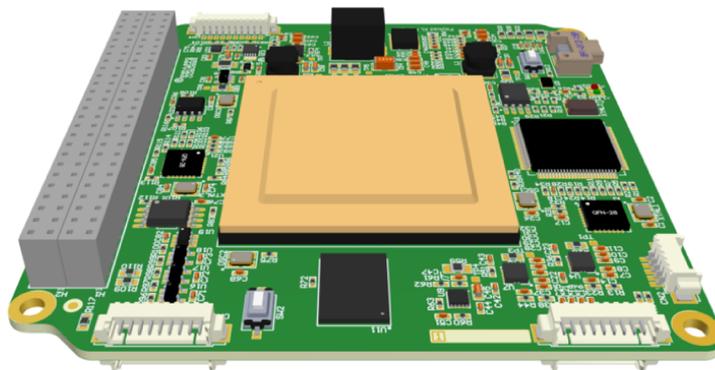
De toda a forma, o fluxo proposto nesse trabalho serve como guia às atividades de desenvolvimento e deve ser adaptado à realidade e maturidade de cada time de desenvolvimento no contexto da missão.

6 DESENVOLVIMENTO DE HARDWARE PARA CUBESAT

Neste capítulo é descrito o processo de desenvolvimento de hardware para uso em Cubesats, conforme discutido no Capítulo 5. A experiência obtida durante o desenvolvimento deste estudo de caso foi utilizada para realimentar o processo de definição do fluxo de projeto ilustrado na Figura 22.

O hardware desenvolvido está representado na Figura 24, e recebeu a denominação de Payload XL. Consiste em uma placa concebida para ser a unidade de processamento principal de um Cubesat, podendo integrar as funções de processamento de dados dos subsistemas de um satélite, incluindo o OBC, TTC, e EPS, além de experimentos e aplicações específicas para cada missão (GOUVEIA. *et al.*, 2020).

Figura 24 – Payload XL.



Fonte – Próprio autor.

A seguir são introduzidos os objetivos da missão, a definição da arquitetura, e detalhes da fabricação do modelo de engenharia. Com o modelo de engenharia em mãos são realizados os primeiros testes funcionais com o intuito de verificar se o subsistema desenvolvido atende aos requisitos definidos para o projeto. Nessa etapa é possível a identificação de falhas conceituais no projeto e situações não pensadas anteriormente no planejamento. A partir daí são realizadas correções e ajustes no projeto para que o modelo de voo seja fabricado. Essas etapas são descritas nas próximas seções, incluindo técnicas e detalhes de projeto indispensáveis para alcançar níveis adequados de confiabilidade no produto final.

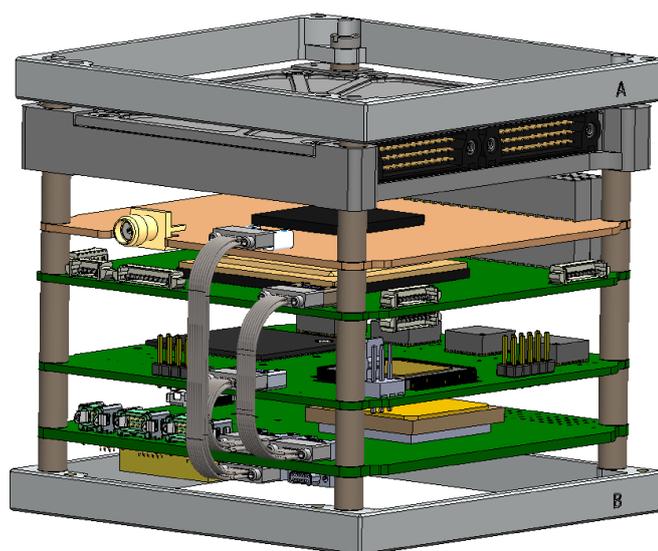
6.1 OBJETIVO DA MISSÃO

Foi desenvolvida para realizar a demonstração em órbita do FPGA NG-Large em conjunto com um mecanismo de reconfiguração do FPGA que permite que seja

realizada a atualização, de forma remota, do bitstream do FPGA. Esse mecanismo de reconfiguração em conjunto com técnicas de redundância permite maior robustez e flexibilidade do sistema uma vez que é possível enviar atualizações e novas aplicações para a Payload XL durante todo o ciclo de vida de uma missão.

A Payload XL fará parte do APPs, uma plataforma de processamento em 1U contendo 5 subsistemas, desenvolvida por um consórcio entre a UFSC, a Agência Espacial Europeia (ESA) a Cobhan Gaisler, a CBK e a GMV com o objetivo de demonstrar plataformas de processamento baseados em microcontroladores, processadores, FPGAs e um GNSS Software Defined Radio (SDR). A Figura 25 mostra os 5 subsistemas do APPs integrados, de cima para baixo: placa GNSS-dig e placa GNSS-front-end (desenvolvidas em conjunto pela GMV e CBK), Payload XL (Desenvolvida pela UFSC) e placas GR716 e GR740 (desenvolvidas pela Gaisler).

Figura 25 – Modelo CAD do APPs integrado.



Fonte – Próprio autor.

O APPs é integrante da missão GOMX-5, realizada pela GOMSpace em parceria com a Agência Espacial Europeia cujo foco é lançar um Cubesat 12U, modelo CAD rederizado mostrado na Figura 26, para fazer demonstração em órbita da próxima geração de tecnologias para Cubesats, que além do APPs contemplará: Propulsão elétrica, GNSS de alta precisão, Star tracker, X-Band antenna array, Multispectral Earth observation system e Particle flux dosimeter. Seu lançamento está previsto para o final do primeiro semestre de 2022.

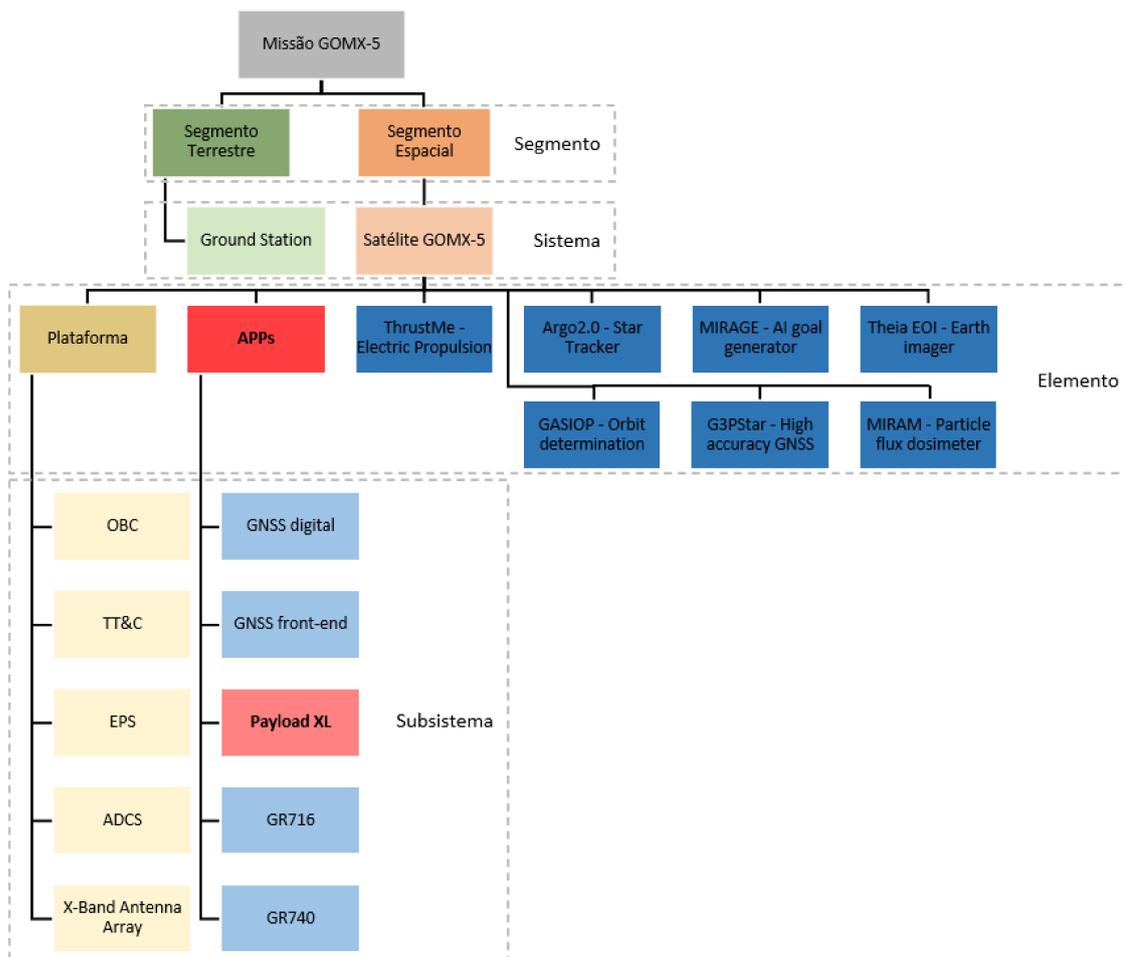
Tomando como base a segmentação proposta em (ECSS, 2012a), mostrada no anexo A, obtemos a segmentação da missão GOMX-5 conforme a Figura 27.

Figura 26 – Satélite 12U GOMX-5.



Fonte – GOMX-5 Kickoff meeting presentation.

Figura 27 – Segmentação da missão GOMX-5.



Fonte – Próprio autor.

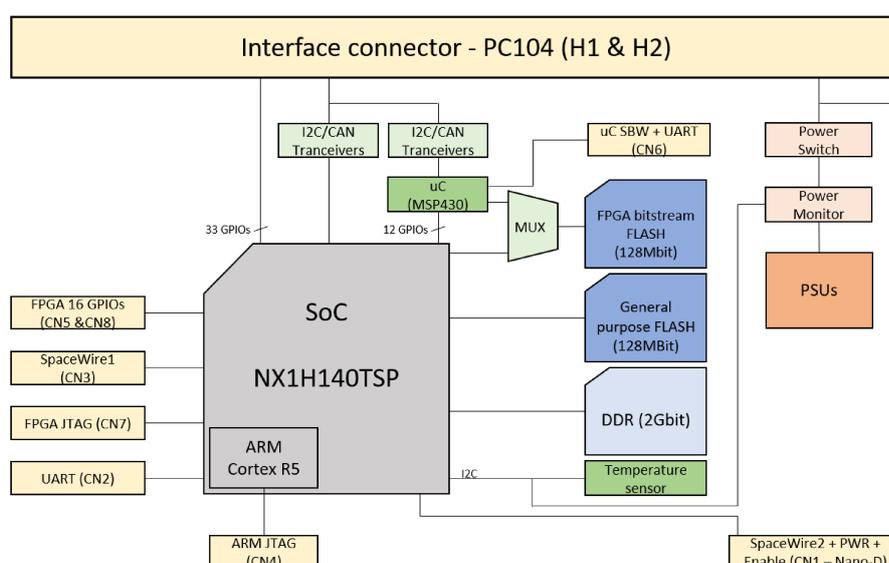
6.2 ARQUITETURA PROPOSTA

A Payload XL é um sistema criado no padrão modular PC104, comumente utilizado em Cubesats, e combina uma seleção de componentes comerciais comuns (Commercial Off-The-Shelf (COTS)) com um novo FPGA tolerante a radiação, NG-Large NXH140TSP, desenvolvido pela NanoXplore. Seu hardware foi baseado na sua predecessora, Payload X, largamente discutida em (RIGO, C. A. et al., 2018b), (RIGO, C. A. et al., 2018a), (RIGO, C. A. et al., 2019) e (RIGO, C. A., 2019), mas com foco no aumento da capacidade de processamento.

O NG-Large contém 140k LUTs, um processador ARM Cortex-R5 e tem tolerância a radiação > 100krads para Total Ionising Dose (TID), imunidade a Single Event Latch-up (SEL) até Linear Energy Transfer (LET) de > 60MeV * cm² * mg⁻¹ e Soft-Error Rate (SER) < 1.7 * 10⁻⁴/day (GEO) na configuração de dispositivo (NG-LARGE... , 2018).

A arquitetura da Payload XL tem o NG-Large como o bloco central de processamento, que implementa diversas interfaces de comunicação por meio de GPIO, UART, I2C, CAN, SpaceWire, tem acesso a memórias Flash, RAM, sensor de temperatura e monitor de tensão e corrente na entrada de alimentação do sistema. Para a realização da reconfiguração o sistema conta com um microcontrolador MSP430 que tem acesso aos barramentos I2C e CAN, para receber um novo bitstream, e regravá-lo na memória flash do FPGA. A Figura 28 mostra o diagrama de blocos da Payload XL e o apêndice B contém o seu esquema elétrico completo.

Figura 28 – Diagrama de blocos da Payload XL.

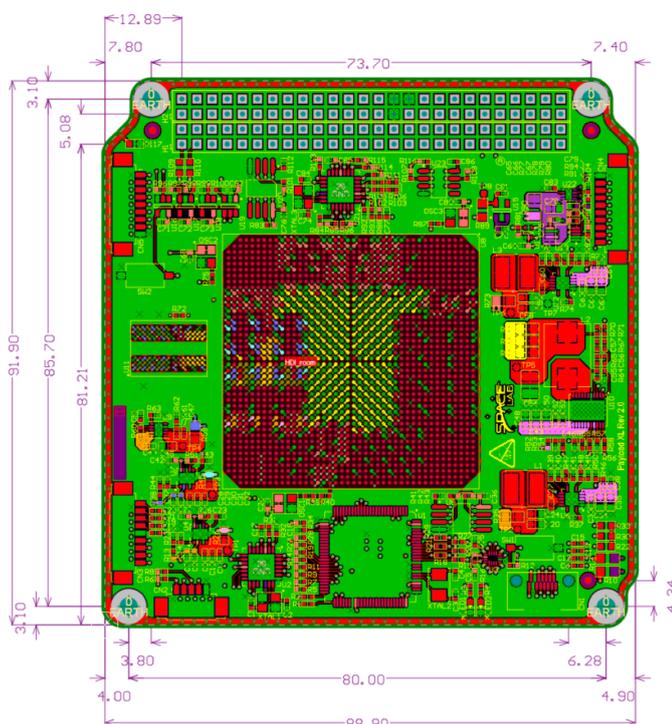


Fonte – Próprio autor.

6.3 DESENVOLVIMENTO DO HARDWARE

O projeto de hardware foi majoritariamente baseado na norma “*Space product assurance - Design rules for printed circuit boards - ECSS-Q-ST-70-12C*” (ECSS, 2014) e na dissertação “Projeto de Placas de Circuito Impresso com FPGAs para uso em Ambiente Espacial” (RIGO, C. A., 2019). A Figura 29 mostra o roteamento da camada superior e as principais dimensões mecânicas da placa.

Figura 29 – Detalhe do layout da Payload XL.



Fonte – Próprio autor.

Principais premissas seguidas no layout da Payload XL, baseadas em (ECSS, 2014) e (RIGO, C. A., 2019) são:

- O empilhamento das camadas da placa deve ser simétrico.
- As camadas de cobre devem ter espessuras de $70\mu\text{m}$, $35\mu\text{m}$ ou $17\mu\text{m}$.
- A espessura mínima de uma camada de dielétrico deve ser $100\mu\text{m}$.
- As trilhas não devem ser roteadas nas camadas externas.
- As trilhas internas devem ter largura mínima de $80\mu\text{m}$ e espaçamento mínimo de $96\mu\text{m}$.

O roteamento do FPGA seguiu algumas técnicas propostas em (XILINX, 2016). O roteamento da DDR2 adotou práticas descritas em (XILINX, 2015) e (NXP, 2016). Tudo isso observando os pontos chave a seguir:

6.3.1 Controle de impedância e roteamento de sinais rápidos

Em termos de sinais críticos que operam em elevadas frequências, que devem ser tratados como linhas de transmissão e exigem controle de impedância, a Payload XL contém uma memória DDR2 de 2Gbits que opera em 400MHz (800Mb/s) e duas interfaces SpaceWire operando até 200MHz (400Mbps).

De (XILINX, 2015) e (NXP, 2016) temos os seguintes requisitos para roteamento da DDR2:

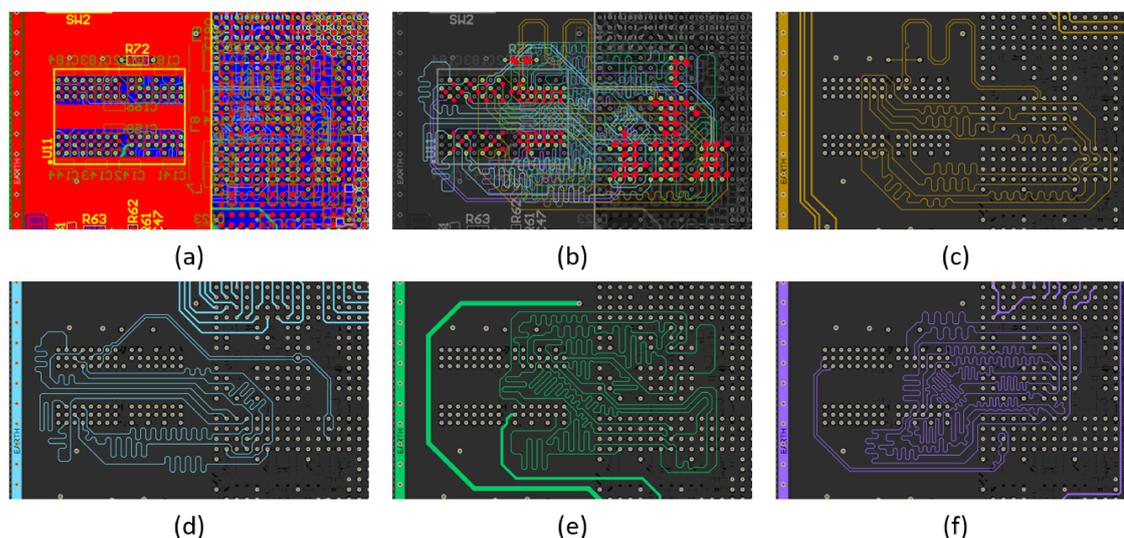
- Trilhas single ended com impedância de 50Ω .
- Pares diferenciais com impedância de 100Ω .
- Todos os sinais DQ/DM devem ser apresentar diferenças de temporização menores que $\pm 15ps$.
- Rotear todos os sinais com o mesmo comprimento ou rotear por grupo de bytes.

De (ECSS, 2019b) temos os seguintes requisitos para as interfaces SpaceWire:

- Pares diferenciais com impedância de $100\Omega \pm 10\Omega$.
- A diferença de comprimento entre as trilhas que formam um par diferencial deve ser menor que 3mm. Isso corresponde a aproximadamente 20ps de atraso que é menos de 10% do tempo de subida de sinais LVDS.
- A diferença entre pares diferenciais de dado e *strobe* deve ser menor que 5mm. Isso corresponde a aproximadamente 33ps de atraso entre os pares, o que é considerado pequeno.

Todos os sinais foram roteados em camadas internas, logo não há tanta complexidade no roteamento por conta das diferentes velocidades de propagação quando os sinais são roteados em trilhas internas e externas. Por simplicidade, para a DDR2, todos os sinais foram roteados com o mesmo comprimento. A Figura 30 mostra o roteamento da memória DDR2.

Figura 30 – Detalhes do layout da DDR. Todos as camadas(a), destaque nas trilhas de sinal (b), camada 2(c), camada 3 (d), camada 5 (e) e camada 7 (f).



Fonte – Próprio autor.

6.3.2 Definição do stackup

(XILINX, 2016) traz uma regra prática para estimar o número de camadas necessárias para fazer o roteamento de um FPGA:

$$\text{Camadas} = \frac{\text{Sinais}}{(\text{Canais de roteamento} * \text{Rotas por canal})} \quad (1)$$

O canal de roteamento é o espaço entre dois pads do FPGA e o número de rotas por canal é o número de trilhas que passará por esse canal, sendo geralmente 1 ou 2. O NG Large possui cerca de 700 pinos de sinal (descontando os pinos de alimentação) e 164 canais que suportam 1 rota. Com isso, o número estimado de camadas de sinal para roteamento é: $\text{Camadas} = 700 / (164 * 1) \approx 4.3$. A partir disso foi escolhido utilizar 4 camadas de sinal uma vez que nem todos os pinos seriam roteados.

Considerando que a DDR2 tem um layout muito denso e por isso utilizará todas as 4 camadas de sinal em seu roteamento, então, essas 4 camadas terão trilhas com impedância controlada e por isso terão planos de referência adjacentes. De (ECSS, 2014), as duas camadas externas devem ser utilizadas como plano de terra e para pequenas rotas. Logo, para compor o *stackup* da placa foi escolhido um empilhamento de 8 camadas de cobre conforme Tabela 5.

A placa tem espessura final entre 1.6mm e 1.7mm e o roteamento de cada camada é mostrado na Figura 31. As espessuras de *Prepreg* e do *Core* são valores comerciais comuns e a partir deles em conjunto com os requisitos de impedância característica da DDR2 e das interfaces SpaceWire chegou-se a seguinte geometria

Tabela 5 – Stackup da Payload XL.

# da camada	Descrição	Material	Espessura [mm]
1	Plano - GND	Cobre	0.035
	Prepreg	PR2116	0.12
2	Sinal	Cobre	0.018
	Core	FR4	0.36
3	Sinal	Cobre	0.018
	Prepreg	PR2116	0.12
4	Plano - GND	Cobre	0.018
	Core	FR4	0.36
5	Plano - VCC	Cobre	0.018
	Prepreg	PR2116	0.12
6	Sinal	Cobre	0.018
	Core	FR4	0.36
7	Sinal	Cobre	0.018
	Prepreg	PR2116	0.12
8	Plano - GND	Cobre	0.035

Fonte – Próprio autor.

das trilhas para todas as camadas:

Single ended - $D = 0,15\text{mm}$, $W = 0,1\text{mm}$, $Z_0 = 54,8\Omega$

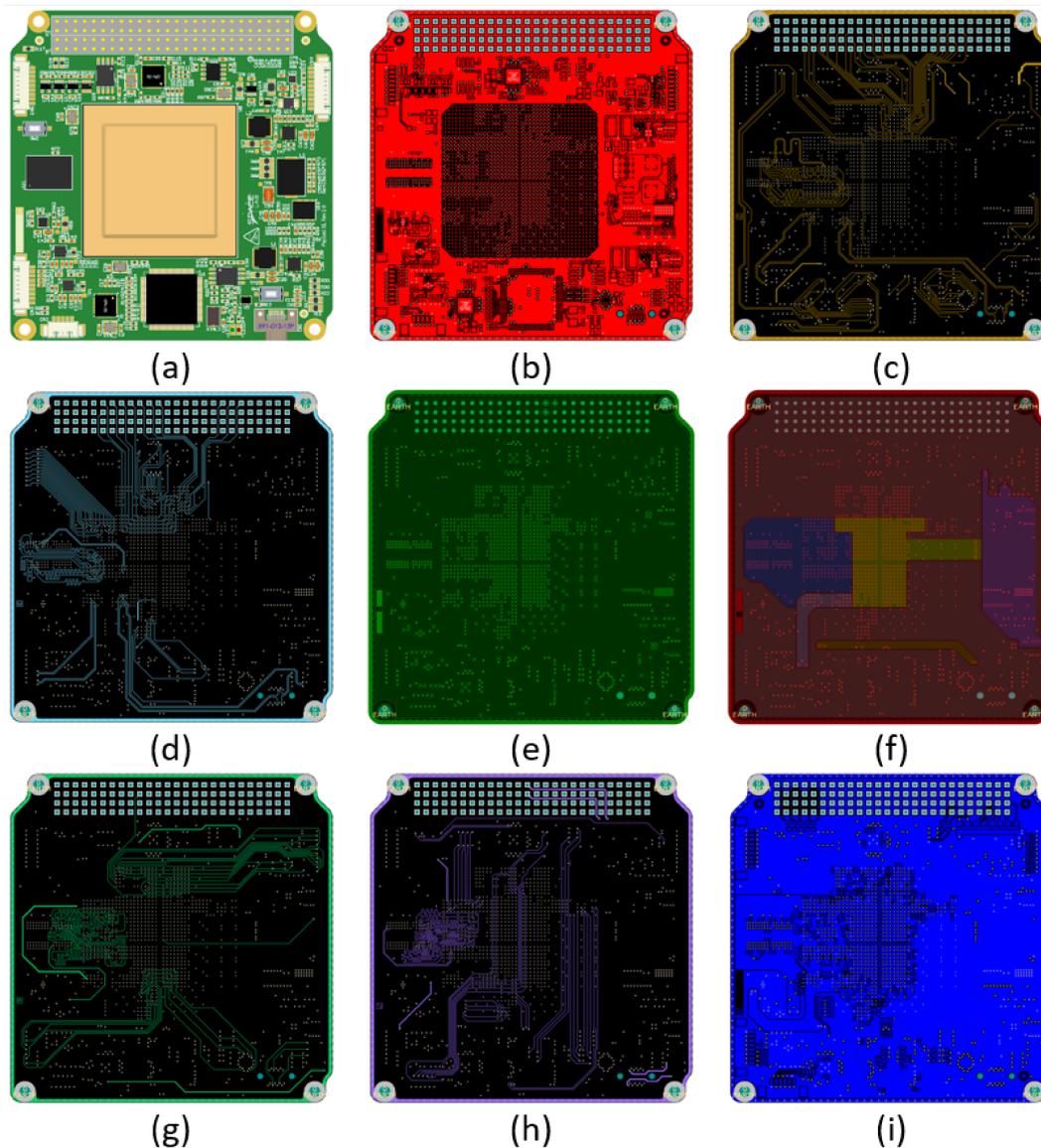
Differential - $D = 0,2\text{mm}$, $W = 0,1\text{mm}$, $Z_{diff} = 99,8\Omega$

6.3.3 Técnicas para compatibilidade eletromagnética

(ECSS, 2012b), (WILLIAMS, 2017) e (RIGO, C. A., 2019) mostram a importância da compatibilidade eletromagnética, trazem técnicas de projeto e análise de EMC a nível de sistema e a nível de placa e também abordam a metodologia de testes e avaliação de seus resultados. Das técnicas de projetos apresentadas, os seguintes pontos foram adotados no projeto da Payload XL:

- Utilização de único plano de terra para evitar diferenças de potencial na referência e acoplamento de sinais externos.
- Utilização de planos contínuos, evitando aberturas para reduzir o nível de emissões radiadas.
- Utilização de planos de terra e de alimentação em camadas adjacentes que pode ser mais efetivo que capacitores de desacoplamento para altas frequências (UHF).
- Separação dos blocos de circuito para evitar interferência entre sinais de circuitos distintos. O layout foi pensado para evitar ao máximo o cruzamento de sinais de diferentes partes do circuito.
- Posicionamento de componentes e roteamento de sinais feito para reduzir comprimento de sinais críticos e área do *loops*.

Figura 31 – Detalhes do layout. Vista superior do modelo 3D (a), camada 1 (b), camada 2 (c), camada 3 (d), camada 4 (e), camada 5 (f), camada 6 (g), camada 7 (h), camada 8 (i),



Fonte – Próprio autor.

- Afastamento de trilhas para diminuir o *crosstalk*.
- Utilização de geometria de trilhas em *stripline* que resultam em emissões radiadas $\approx 20\text{dB}$ mais baixas que *microstrip*.
- Utilização de conexão do terra do circuito via resistor de $1\text{M}\Omega$ em um único ponto a carcaça para evitar descargas eletrostáticas causadas grandes diferenças de potencial por acúmulo de cargas devido a interação com plasmas em partes isoladas do sistema conforme descrito por (ECSS, 2019a).

6.4 FABRICAÇÃO

Alguns cuidados devem ser tomados quanto à fabricação de placas para sistemas aeroespaciais, os principais são listados abaixo. Além disso, (ECSS, 2019c) descreve detalhadamente os critérios para seleção, qualificação e testes de placas de circuito impresso.

- Arquivos de fabricação, devem ser providos em formato GERBER RS-274X que descrevem as camadas da placa a ser fabricada. Também são acompanhados de arquivos de furação (*Drill files*) contendo as especificações de todos os furos da placa.
- Em conjunto com os arquivos de fabricação, devem ser especificados o acabamento (ENIG para a Payload XL), o tipo de máscara de solda (XV501T GREEN, para a Payload XL) que, caso utilizada, deve atender aos requisitos de *outgassing* descritos em (ECSS, 2008b) e o tipo de pasta de solda, seguindo as indicações de (ECSS, 2018b), mostradas na Figura 19.
- A limpeza das placas é importante para remover todos os resíduos de pasta de solda e fluxos remanescentes da fabricação ou de algum eventual retrabalho. Os resíduos de pasta de solda contém partes condutivas que podem gerar curto-circuitos ou baixa isolamento em determinados partes dos circuito, principalmente próximo a terminais de componentes *fine pitch*. Já os resíduos de fluxo podem gerar contaminação iônica, ou seja, podem aprisionar íons remanescentes do processo de solda, diminuindo a isolamento de regiões expostas a essa contaminação. Para isso, limpeza utilizando soluções a base de *Aquanox Cleaner* são indicadas.
- Para maior proteção do sistema contra oxidação e também para evitar a retenção de umidade na placa e nos componentes é possível a utilização de *conformal coating* que consistem em um processo para revestir a placa com uma substância impermeabilizante. Para aplicações aeroespaciais, a utilização de *Parylene C* por meio de um processo químico de deposição por vapor. Ele tem como principais vantagens poder ser utilizado em placas com BGA, pois penetra embaixo do BGA e cria uma camada uniforme que não aprisiona bolhas de ar, tem boa aderência e ampla faixa de temperatura (VSI, 2021), (PARYLENE ENGINEERING, 2021). A Payload XL não utilizará *conformal coating* por conta do longo tempo que o processo leva para ser realizado, cerca de 5 a 6 semanas, impactando o cronograma do projeto.

O primeiro protótipo fabricado da Payload XL, o modelo de engenharia, pode ser visto na Figura 32.

Figura 32 – Primeiro protótipo modelo de engenharia fabricado.



Fonte – Próprio autor.

7 PLANO DE MONTAGEM, INTEGRAÇÃO E VERIFICAÇÃO

Após a fabricação a próxima etapa consiste na montagem, integração e verificação (do Inglês *Assembly, Integration and Verification, AIV*) para garantir que o sistema foi projetado e irá funcionar conforme os requisitos e dentro das condições especificadas. Isso é feito em duas etapas: a primeira a nível de subsistema (somente a placa desenvolvida por uma determinada equipe), conforme segmentação proposta no Anexo A e mostrada na Figura 27. Já a segunda etapa de verificação acontece no nível de elemento com todo o módulo integrado sendo definida com base em (ESA-ESTEC, 2016), (ECSS, 2018a) e (ECSS, 2012d). No estudo de caso utilizado nesta dissertação, o módulo consiste no APPs. Este capítulo descreve o processo proposto para a montagem, integração e verificação AIV listado na Figura 22.

7.1 TESTES FUNCIONAIS DE SUBSISTEMA

Para garantir o funcionamento da placa, é realizada uma bateria de testes consistindo da seguinte sequência formatada em um plano de testes:

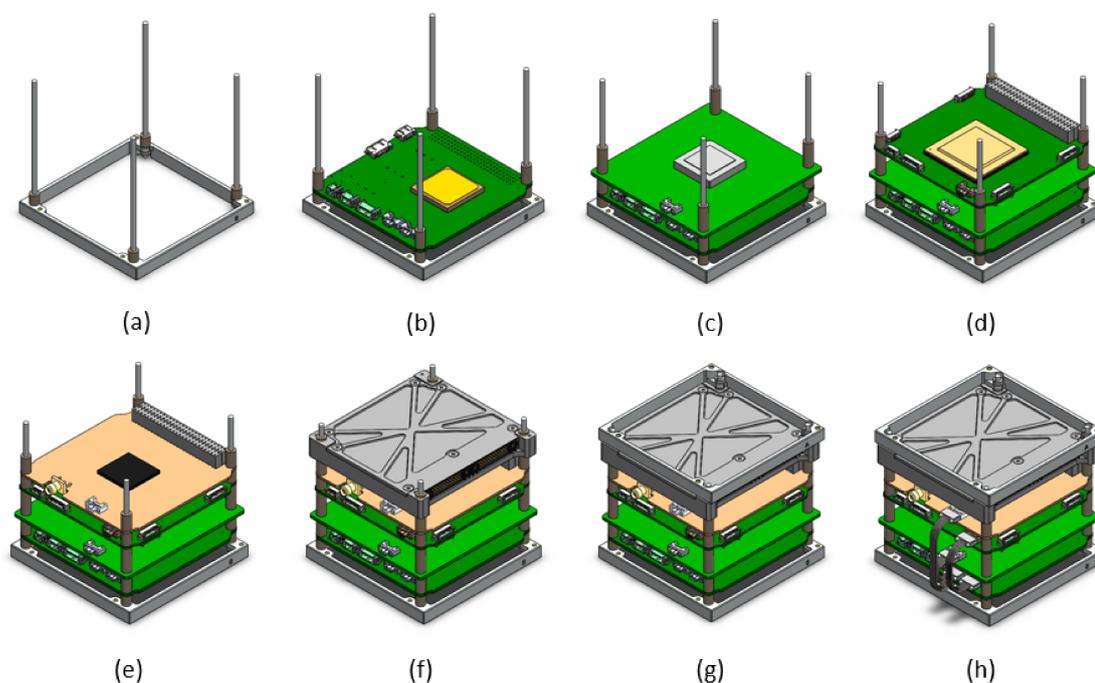
- Inspeção visual - Busca encontrar falhas de montagem, defeitos nas soldas, componentes não montados ou com polarização incorreta.
- Dimensão - Verificação dimensional.
- Massa - Checa se a massa não excede os requisitos.
- Centro de Gravidade - Verifica se o centro de gravidade está conforme especificado.
- Elétrico - Fontes de alimentação - Para verificar se todas as fontes de alimentação estão gerando os níveis adequados de tensão.
- Elétrico - Funcional - Verifica a operação de cada bloco de circuito:
 - Interface de gravação e *debug* do FPGA. - Checa se a interface JTAG do FPGA está funcional.
 - Interface de gravação e *debug* do MSP430. - Checa se a interface SBW do microcontrolador está funcional.
 - Interface SpaceWire - Verifica se é possível se comunicar com o FPGA via interface SpaceWire.

Cada um dos itens listados acima é descrito em detalhes em um plano de testes elencando: o objetivo daquele teste, o ambiente de testes contendo todos os equipamentos e materiais necessários para a execução do teste, uma sequência detalhada de etapas para a realização do teste e um critério de aprovação para o teste.

7.2 INTEGRAÇÃO DE SUBSISTEMAS

Com cada subsistema testado e verificado individualmente, inicia-se a etapa de integração do APPs com a sequência de atividades de montagem e conexão desses subsistemas. Para o APPs a integração é bem simples e intuitiva, bastando basicamente empilhar as placas na estrutura e conectar os cabos. Um resumo do passo-a-passo dessa montagem é visto na Figura 33 e o plano de montagem, integração e verificação completo está no apêndice C.

Figura 33 – Sequência de montagem do APPs: estrutura (a), montagem da placa GR740 (b), montagem da placa GR716 (c), montagem da Payload XL (d), montagem da GNSS-front-end (e), montagem da GNSS-dig (f), fechamento da estrutura (g) e colocação dos cabos (h).



Fonte – Próprio autor.

De (BÜRGER, 2014), deve ser feita a aplicação do torque específico a todos os elementos de fixação e o travamento de parafusos, fiação, e *stacks* pode ser feito com Epóxi, por exemplo, 3M Scotch-Weld Epoxy EC-2216 A/B.

7.3 TESTES DE QUALIFICAÇÃO DE ELEMENTO

A definição do plano de montagem, integração e verificação necessita de uma adaptação das normas ECSS para o contexto de missões para Cubesats e será apresentado nas próximas seções.

7.3.1 Adaptação das normas ECSS para a verificação do hardware para Cubesat

O documento “Tailored ECSS Engineering Standards for In-Orbit Demonstration Cubesat Projects” (ESA-ESTEC, 2016) apresenta um guia mostrando quais normas ECSS-E devem ser aplicadas para missões de Cubesats e destas, quais partes devem ser adaptadas. Essas normas foram apresentadas no capítulo 5.

Para o APPs, no contexto da missão GOMX-5, apenas o seguinte conjunto de normas é aplicável com as devidas adaptações:

Tabela 6 – Aplicabilidade das normas ECSS para a verificação do APPs.

Norma	Aplicável
ECSS-E-ST-10-02C - Verification	Sim
ECSS-E-ST-10-03C - Testing	Sim
ECSS-E-ST-10-04C - Space environment	Não ¹
ECSS-E-ST-20C - Electrical and electronic	Parc. ²
ECSS-E-ST-20-08C - Photovoltaic assemblies and components	Não ³
ECSS-E-ST-31C - Thermal control general requirement	Não ³
ECSS-E-ST-32C - Structural general requirements	Não ⁴
ECSS-E-ST-32-01C - Fracture control	Não ⁴
ECSS-E-ST-32-02C - Structural design and verification of pressurised hardware	Não ³
ECSS-E-ST-32-08C - Materials	Não ⁴
ECSS-E-ST-33-01C - Mechanisms	Não ³
ECSS-E-ST-35-01C - Liquid and electric propulsion for spacecraft	Não ³
ECSS-E-ST-50C - Communications	Não ⁵
ECSS-E-ST-50-05C - Radiofrequency and modulation	Não ⁶
ECSS-E-ST-60-30C - Satellite attitude and orbit control system (AOCS) requirements	Não ³

¹Não aplicável para elemento do segmento espacial.

²Deve ser considerado apenas a cláusula 5.9 a) “O projeto de subsistemas eletrônicos e payloads devem estar de acordo com a ECSS-Q-ST-40 (ECSS, 2017)”.

³Não há este tipo de função/componente no APPs.

⁴As normas relacionadas à estrutura não são aplicáveis para o APPs pois ele utilizará uma estrutura fornecida pela empresa responsável pela missão e ela já garante esses pontos.

⁵Comunicações são tratadas pelo Interface Control Document (ICD).

⁶O escopo dessa norma se aplica a comunicação bidirecional entre espaçonave e Terra e para sistemas de rastreamento para determinação de órbita.

Fonte – Adaptado de (ESA-ESTEC, 2016)

7.3.1.1 ECSS-E-ST-10-02C - Verification Adaptada

A Figura 9 mostra o fluxo de processos de verificação que é suportado por diversos documentos: plano de verificação, plano de montagem integração e testes e diversos outros relatórios de verificação e testes. Porém de (ESA-ESTEC, 2016), no contexto de Cubesats, toda essa documentação pode ser compilada à ótica de um único documento de montagem, integração e verificação Assembly, Integration and Verification (AIV) . O AIV apresentará todo o escopo de testes e instruções para a

montagem e integração dos subsistemas. O AIV completo do APPs é apresentado no apêndice C.

7.3.1.2 ECSS-E-ST-10-03C - Testing Adaptada

Pela segmentação proposta pelo Anexo A e mostrada na Figura 27, o APPs é classificado como um elemento de segmento espacial. De (ESA-ESTEC, 2016), deve-se usar uma abordagem de testes no modelo protótipo de voo a nível de sistema para o APPs com o escopo de testes listado na Tabela 7 que foi definido a partir da Tabela 6-5 de (ECSS, 2012d) com a aplicabilidade dada por (ESA-ESTEC, 2016).

Tabela 7 – Listas de testes aplicáveis para elementos do segmento espacial em modelo de protótipo de voo para Cubesats.

Teste	Aplic. no APPs	Observações
Geral		
Alinhamento óptico	Não	Não se aplica ao APPs.
Funcional (FFT/RFT)	Sim	
Performance (PT)	Não	Será realizado somente a nível de sub-sistema.
Missão (MT)	Não	Será coberto nos testes funcionais.
Polaridade	Não	Não se aplica ao APPs.
Interface com o lançador	Não	O APPs não tem interface com o lançador
Mecânicos		
Propriedades físicas	Sim	Somente massa e dimensões.
Estático	Não	Coberto pela vibração senoidal
Vibração aleatória	Sim	
Vibração senoidal	Sim	
Térmicos		
Vácuo térmico	Sim	
Balanço térmico	Não	
Elétricos/RF		
EMC	Sim	
Auto-compatibilidade eletromagnética	Sim	
Específicos		
Aero-térmico	Não	Não haverá entrada atmosférica para o APPs.
Emissão de micro-vibração	Não	A missão não é tripulada.

Fonte – Adaptado da Tabela 6-5 de (ECSS, 2012d)

7.3.1.2.1 Funcional (FFT/RFT)

O teste funcional completo (Full Function Test (FFT)) será realizado no início e no fim da campanha de testes para evidenciar alguma falha no sistema em relação aos testes realizados.

Após alguns testes será necessário a realização de um teste funcional reduzido (Reduced Function Test (RFT)) para checar o estado de funcionamento do sistema.

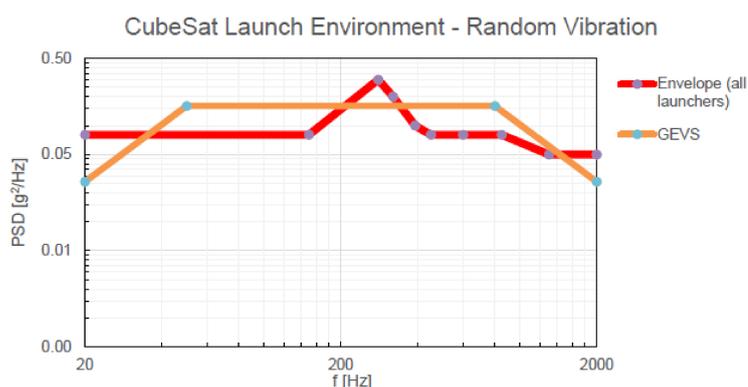
7.3.1.2.2 Propriedades físicas

Serão realizados somente medições de dimensão e massa.

7.3.1.2.3 Vibração aleatória

Vibrações aleatórias devem ser conduzidas em configuração de lançamento em todos os eixos de acordo com as condições elencadas em (ESA, 2019) e envelope mostrado na Figura 34.

Figura 34 – Envelope para ensaio de vibrações aleatórias para qualificação de Cube-sats.



Fonte – (ESA, 2019)

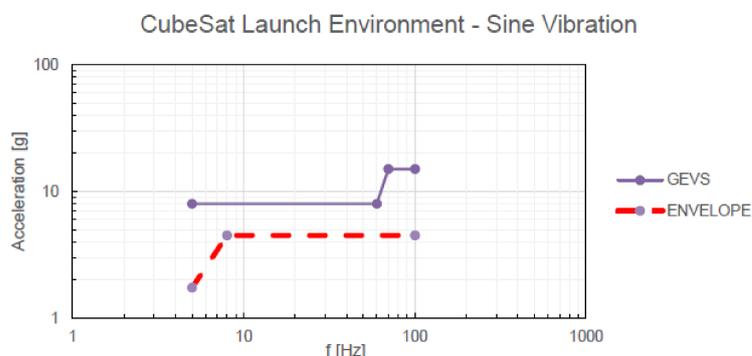
Os níveis e durações dos testes são listados no Anexo B. As tolerâncias estão no Anexo C e as precisões são mostradas no Anexo D.

7.3.1.2.4 Vibração senoidal

Vibrações senoidais devem ser conduzidas em configuração de lançamento em todos os eixos de acordo com as condições elencadas em (ESA, 2019) e envelope mostrado na Figura 35.

Os níveis e durações dos testes são listados no Anexo B. As tolerâncias estão no Anexo C e as precisões são mostradas no Anexo D.

Figura 35 – Envelope para ensaio de vibrações aleatórias para qualificação de Cube-sats.



Fonte – (ESA, 2019)

7.3.1.2.5 Vácuo térmico

Todas as especificações do teste como perfil de teste, configuração do teste, temperaturas extremas, taxa de variação da temperatura e número de ciclos, são definidos de acordo com a missão e para o APPs, são listados na Tabela 8.

Tabela 8 – Níveis para qualificação térmica.

Faixa de temperatura: -40°C a +85 °C		
Taxa de variação: >2.5°C/min		
Número de ciclos: 8		
Pressão: <10 ⁻⁵ hPa		
Ação	Temperatura [°C]	Duração [min]
Aquecimento	T_{max}	-
Permanência	T_{max}	120
Resfriamento	T_{min}	-
Permanência	T_{min}	120
Repetir ciclos		
Aquecimento	35	-
Permanência	35	15

Fonte – GOMSpace - organizador da missão GOMX-5

O dispositivo sob teste deve estar operacional e testes funcionais devem ser realizados durante a ciclagem térmica para verificação de sua operação, principalmente nos extremos da faixa de temperaturas.

7.3.1.2.6 EMC

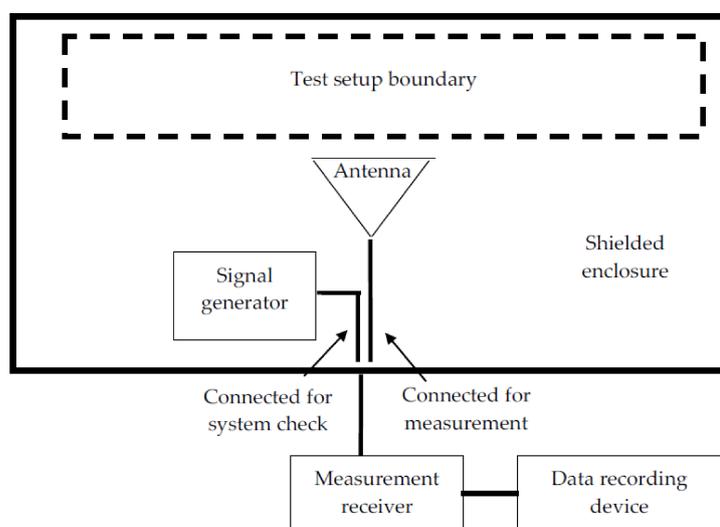
(ESA-ESTEC, 2016) diz que os ensaios de EMC devem ser realizados de acordo com os requisitos de projeto. Os testes EMC são especificados na norma ECSS-E-ST-20-07 (ECSS, 2012c) com um embasamento teórico mais detalhado e técnicas de

projeto apresentadas em (ECSS, 2012b). Para o APPs os seguintes ensaios estão previstos no AIV:

- Emissões radiadas (RE)

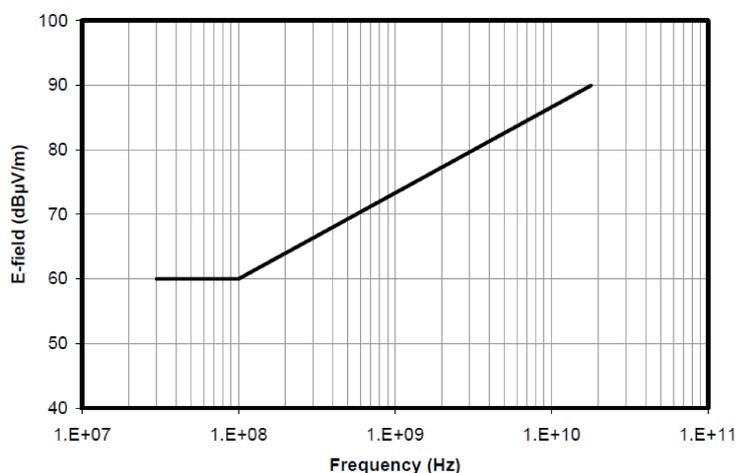
Realização de ensaio de emissões radiadas de campo elétrico de 30 MHz a 18GHz. O cenário de testes é apresentado na Figura 36 e os limites de aprovação são mostrados na Figura 37.

Figura 36 – Cenário de testes para emissões radiadas.



Fonte – (ECSS, 2012c)

Figura 37 – Limites de aprovação para emissões radiadas.

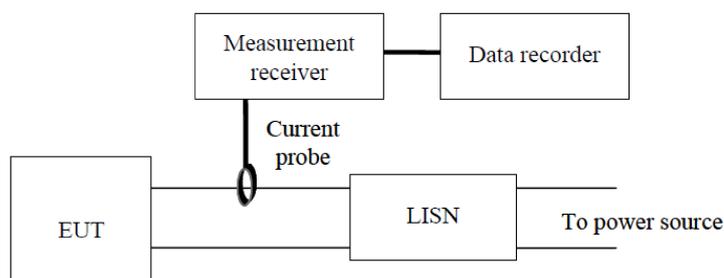


Fonte – (ECSS, 2012c)

- Emissões conduzidas (CE)

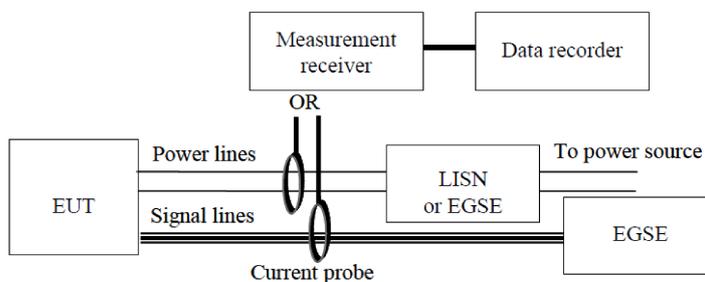
O ensaio de emissões conduzidas devem ser realizado em dois modos: diferencial de 30Hz a 100MHz nas linhas de alimentação e modo comum de 100kHz a 100MHz para linhas de dados e alimentação conforme cenários mostrados nas figuras 38 e 39, respectivamente. Os limites de aprovação são apresentados nas figuras 40 e 41.

Figura 38 – Cenário de testes para emissões conduzidas em modo diferencial.



Fonte – (ECSS, 2012c)

Figura 39 – Cenário de testes para emissões conduzidas em modo comum.



Fonte – (ECSS, 2012c)

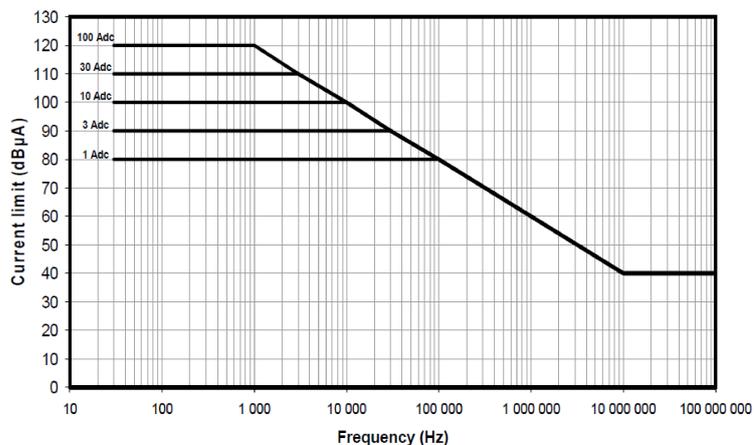
- Susceptibilidade irradiada (RS)

Realização de ensaios de susceptibilidade irradiada para campos elétricos de 30MHz a 18GHz com intensidade de 10V/m modulado em AM ou PAM nas polarizações vertical e horizontal.

- Susceptibilidade conduzida (CS)

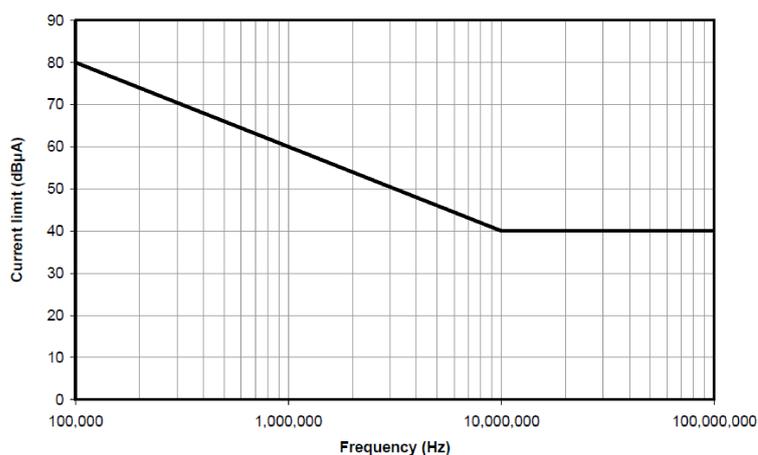
Realização de ensaios de susceptibilidade conduzida em dois modos: diferencial de 30 a 100kHz com amplitude de $1 V_{rms}$ e modo comum de 50kHz a 100MHz com amplitude de $3 V_{pp}$ por modulação em pulso de acordo com a Tabela 9.

Figura 40 – Limites de aprovação para emissões conduzidas em modo diferencial.



Fonte – (ECSS, 2012c)

Figura 41 – Limites de aprovação para emissões conduzidas em modo comum.



Fonte – (ECSS, 2012c)

Tabela 9 – Níveis sinal para ensaio de susceptibilidade conduzida.

Faixa de frequência	freq. de repetição do pulso	Duty cycle
50kHz - 1MHz	1kHz	50%
1MHz - 10MHz	100kHz	20%
10MHz - 100MHz	100kHz	5%

Fonte – (ECSS, 2012c)

7.3.1.2.7 Auto-compatibilidade eletromagnética

Para este teste o sistema deve operar nos modos mais sensíveis e críticos e sendo realizados em uma câmara anecoica.

7.3.1.3 ECSS-Q-ST-40 - Safety Adaptada

O objetivo dessa norma é garantir que todos os riscos de segurança associados ao projeto, desenvolvimento, produção e operações de produtos espaciais estão adequadamente identificados, avaliados, minimizados, controlados e aceitos através da implementação de um programa de garantia de qualidade. Como o APPs é um payload que não exerce funções críticas na missão GOMX-5, ele não se enquadra nas premissas da norma. Os testes de verificação serão feitos de acordo com o plano AIV e são considerados como medidas de segurança suficientes.

O desenvolvimento desse plano de montagem, integração e verificação ajudou bastante a refinar o fluxo de desenvolvimento proposto no Capítulo 5. Pois foi possível visualizar que é importante que hajam alguns ciclos de execução e verificação que permitem melhorias incrementais no projeto ao invés de uma única campanha de qualificação ao final.

8 CONCLUSÃO

Neste trabalho foi realizada uma investigação no fluxo de desenvolvimento de hardware para Cubesats. Foram considerados estudos e técnicas adotadas na implementação de sistemas espaciais para Cubesats com o intuito de conciliar baixo custo e aumento da confiabilidade das plataformas de hardware.

Também foi realizada uma análise das normas ECSS, seguindo as orientações da ESA para adaptação e uso dessas normas em projetos de Cubesats. O capítulo 5 compilou as principais normas que devem ser utilizadas como guia para o desenvolvimento de hardware e processos de verificação de sistemas voltados a Cubesats.

Por fim, um estudo de caso foi apresentado detalhando o desenvolvimento de hardware de uma plataforma computacional. Foram mostradas a arquitetura proposta, o desenvolvimento, as decisões de projeto tomadas e a fabricação da placa. Em seguida foi descrito o plano de montagem, integração e testes da plataforma a qual a placa desenvolvida faz parte.

Uma das limitações ao se seguir o fluxo proposto na seção 5.11 é que ao não pular etapas, ocorre a demora para a fabricação das placas, postergando o início dos testes, reduzindo assim iterações do ciclo fabricação->teste->aperfeiçoamento para implementação de melhorias no sistema. Infelizmente, o prazo para a conclusão dessa dissertação ocorreu antes da execução do plano de AIV que está previsto para ocorrer em julho/agosto de 2021 nos laboratórios da European Space Research and Technology Centre (ESTEC) na ESA.

Um ponto que vale salientar sobre o desenvolvimento deste trabalho é a natureza multidisciplinar do projeto onde se insere. Isso possibilitou o acompanhamento de uma missão real e interação com a Agência Espacial Europeia e empresas internacionais do segmento espacial, permitindo enorme troca de conhecimentos durante as fases do projeto. Em contrapartida, nos últimos 18 meses foi despendido bastante tempo em reuniões semanais, trocas de e-mails e preparação de documentação relacionadas a missão GOMX-5 com essas equipes.

A placa desenvolvida foi pensada para ser versátil e compatível com vários subsistemas de Cubesats pois tem dimensões e interfaces padronizadas. Com isso poderá ser utilizada como unidade de processamento ou carga útil de Cubesats. Ainda é possível desenvolver uma versão aperfeiçoada da placa sem a utilização de máscara de solda e, para isso, será necessário um relayout para a utilização de Via-In-Pad Plated Over (VIPPO).

Acredita-se que ao seguir o fluxo proposto será alcançada uma melhoria na confiabilidade da missão Cubesat. Uma proposta de trabalho futuro consiste em realizar uma análise de confiabilidade visando identificar os índices obtidos.

Uma outra proposição para trabalhos futuros é transformar esse texto em dois

guias: um para desenvolvimento de hardware e outro para elaboração de planos de AIV para uso em missões do tipo Cubesat.

REFERÊNCIAS

- AVIZIENIS, Algirdas; J-C LAPRIE, Brian Randell; LANDWEHR, Carl. Basic concepts and taxonomy of dependable and secure computing. *In*: 1. IEEE transactions on dependable and secure computing. [S.l.: s.n.], 2004. P. 11–33. DOI: 10.1109/TDSC.2004.2.
- BENFICA, Juliano D’Ornelas. **Plataforma para Testes e Qualificação de Dispositivos Reconfiguráveis e Sistemas em Chip, Submetidos aos Efeitos Combinados da Interferência Eletromagnética e da Radiação Ionizante**. 2015. Tese (Doutorado) – Universidade Federal de Santa Catarina.
- BHATT, D. J.; BINDAL, A.; MAKANI, K. Space Qualified PCB Design Techniques. *In*: IPC India - Space Applications Centre (ISRO). [S.l.: s.n.], abr. 2019.
- BONIN, Grant; STRAS, Luke. A New Approach to Radiation Tolerance for High-Orbit and Interplanetary SmallSat Missions. *In*: 32ND AIAA/USU Conference on Small Satellite. [S.l.: s.n.], 2018. P. 1–12.
- BONSU, Benjamin; MASUI, Hirokazu; CHO, Mengu. Demonstration of Lean Satellite (1U CubeSat) Testing Using PeTT Vacuum Chamber. *In*: 2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST). [S.l.: s.n.], 2019. P. 959–966. DOI: 10.1109/RAST.2019.8767775.
- BRITANNICA, The Editors of Encyclopaedia. **Solar Wind**. [S.l.: s.n.], 2019. <https://www.britannica.com/science/solar-wind>. Accessed: 2021-02-16.
- BRITANNICA, The Editors of Encyclopaedia. **Van Allen radiation belt**. [S.l.: s.n.], 2018. <https://www.britannica.com/science/Van-Allen-radiation-belt>. Accessed: 2021-02-16.
- BÜRGER, E. E. **Proposta de método para AIT de pico e nanosatélites**. 2014. Diss. (Mestrado) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE.
- CHIN, J.; RAHMAN, A.; SHEE, L. S.; CHENG, O. P.; CHIK, T. F. W. K. Competition for pre-university students in Malaysia: Design your own cubesat. *In*: 2013 IEEE International Conference on Space Science and Communication (IconSpace). [S.l.: s.n.], jul. 2013. P. 141–144. DOI: 10.1109/IconSpace.2013.6599451.

CHO, M.; GRAZIANI, F. **Definition and Requirements of Small Satellites Seeking Low-Cost and Fast-Delivery**. [S.l.], 2017.

CHO, M.; HIROKAZU, M.; GRAZIANI, F. Introduction to lean satellite and ISO standard for lean satellite. In: 2015 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST). [S.l.: s.n.], jun. 2015. P. 789–792. DOI: 10.1109/RAST.2015.7208447.

COAN, M.; HIRSHORN, S.; MORELAND, R. A review of NASA's protoflight policies and practices. In: 2017 IEEE Aerospace Conference. [S.l.: s.n.], 2017. DOI: 10.1109/AERO.2017.7943658.

DAHBI, S.; AZIZ, A.; ZOUGGAR, S.; HAFYANI, M. E.; MOROCCO, O.; HANAFI, A.; KARIM, M.; LATACHI, I.; RACHIDI, T. Power budget analysis for a LEO polar orbiting nano-satellite. In: 2017 International Conference on Advanced Technologies for Signal and Image Processing (ATSIP). [S.l.: s.n.], mai. 2017. P. 1–6. DOI: 10.1109/ATSIP.2017.8075580.

ECSS. **ECSS Disciplines**. [S.l.: s.n.], 2020a.

<https://ecss.nl/standards/ecss-document-tree-and-status/>. Accessed: 2021-05-03.

ECSS. **ECSS system, Glossary of terms, ECSS-S-ST-00-01C**. [S.l.], 2012a.

ECSS. **Space Engineering, - Electrical and electronic, ECSS-E-ST-20**. [S.l.], 2008a.

ECSS. **Space engineering, Calculation of radiation and its effects and margin policy handbook, ECSS-E-HB-10-12A**. [S.l.], 2010a.

ECSS. **Space engineering, Electromagnetic compatibility handbook, ECSS-E-HB-20-07A**. [S.l.], 2012b.

ECSS. **Space Engineering, Electromagnetic compatibility, ECSS-E-ST-20-07C Rev.1**. [S.l.], 2012c.

ECSS. **Space Engineering, Space environment, ECSS-E-ST-10-04C Rev.1**. [S.l.], 2020b.

ECSS. **Space Engineering, Spacecraft charging, ECSS-E-ST-20-06C Rev.1.** [S.I.], 2019a.

ECSS. **Space Engineering, SpaceWire - Links, nodes, routers and networks, ECSS-E-ST-50-12C Rev.1.** [S.I.], 2019b.

ECSS. **Space Engineering, Testing, ECSS-E-ST-10-03C.** [S.I.], 2012d.

ECSS. **Space engineering, Verification guidelines handbook, ECSS-E-HB-10-02A.** [S.I.], 2010b.

ECSS. **Space Engineering, Verification, ECSS-E-ST-10-02C Rev.1.** [S.I.], 2018a.

ECSS. **Space product assurance, Derating - EEE components, ECSS-Q-ST-30-11C Rev.1.** [S.I.], 2011.

ECSS. **Space product assurance, Design rules for printed circuit boards, ECSS-Q-ST-70-12C.** [S.I.], 2014.

ECSS. **Space product assurance, High-reliability soldering for surface-mount and mixed technology, ECSS-Q-ST-70-38C Rev.1 Corrigendum 1.** [S.I.], 2018b.

ECSS. **Space product assurance, Manual soldering of high-reliability electrical connections, ECSS-Q-ST-70-08.** [S.I.], 2009a.

ECSS. **Space product assurance, Qualification and procurement of printed circuit boards, ECSS-Q-ST-70-60C Corrigendum 1.** [S.I.], 2019c.

ECSS. **Space product assurance, Radiation hardness assurance - EEE components, ECSS-Q-ST-60-15C.** [S.I.], 2012e.

ECSS. **Space product assurance, Safety, ECSS-Q-ST-40C Rev.1.** [S.I.], 2017.

ECSS. **Space product assurance, Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials, ECSS-Q-ST-70-02C.** [S.I.], 2008b.

ECSS. **Space project management, Project planning and implementation, ECSS-M-ST-10C Rev. 1.** [S.I.], 2009b.

ESA. **Launch Environment Loads Guidelines for ESA IOD CubeSat Missions, ESA-TECSP-TN-014252**. [S.l.], 2019.

ESA SPACE DEBRIS OFFICE. **ESA's Annual Space Environment Report**. [S.l.], 2020.

ESA-ESTEC. **Tailored ECSS Engineering Standards for In-Orbit Demonstration CubeSat Projects**. [S.l.], 2016.

FORTESCUE, Peter; STARK, John; SWINERD, Graham. **SPACECRAFT SYSTEMS ENGINEERING**. United Kingdom: Wiley, 2003.

GEORGE, A. D.; WILSON, C. M. Onboard Processing With Hybrid and Reconfigurable Computing on Small Satellites. **Proceedings of the IEEE**, v. 106, n. 3, p. 458–470, mar. 2018. ISSN 1558-2256. DOI: 10.1109/JPROC.2018.2802438.

GOUVEIA., K. R. Jr.; SANTOS, A. P. dos; RIGO, C. A.; SEMAN, L. O.; BEZERRA, E. A. Payload XL: a new fault-tolerant reconfigurable computing platform for CubeSats. *In: IV IAA Latin American CubeSat Workshop*. [S.l.: s.n.], 2020.

GRANGER, R.; DALGLEISH, B. Developing nano/micro satellite technology for government and military applications. *In: MILSATCOMS 2015*. [S.l.: s.n.], jun. 2015. P. 1–21. DOI: 10.1049/ic.2015.0083.

GREGORIO, A.; ALIMENTI, F. CubeSats for Future Science and Internet of Space: Challenges and Opportunities. *In: 2018 25th IEEE International Conference on Electronics, Circuits and Systems (ICECS)*. [S.l.: s.n.], dez. 2018. P. 169–172. DOI: 10.1109/ICECS.2018.8617947.

GUERTIN, S. M.; AMRBAR, M.; VARTANIAN, S. Radiation Test Results for Common CubeSat Microcontrollers and Microprocessors. *In: 2015 IEEE Radiation Effects Data Workshop (REDW)*. [S.l.: s.n.], jul. 2015. P. 1–9. DOI: 10.1109/REDW.2015.7336730.

GUPTA, Viyas. **Analysis of single event radiation effects and fault mechanisms in SRAM, FRAM and NAND Flash: application to the MTCube nanosatellite project**. 2018. Tese (Doutorado) – Université Montpellier.

HOLTSTIEGE, J.; BRIDGES, C. P. Lean satellite design for amateur communications payload in the ESA ESEO mission. *In*: 2018 IEEE Aerospace Conference. [S.l.: s.n.], 2018. P. 1–8. DOI: 10.1109/AERO.2018.8396692.

IARU. **International Amateur Radio Union**. [S.l.: s.n.], 2021.
<http://www.amsatuk.me.uk/>. Accessed: 2021-02-14.

ISO. **Space systems - Cube satellites**. [S.l.], 2017.

JULIEN, C. R.; LAMERES, B. J.; WEBER, R. J. An FPGA-based radiation tolerant SmallSat Computer System. *In*: 2017 IEEE Aerospace Conference. [S.l.: s.n.], mar. 2017. P. 1–13. DOI: 10.1109/AERO.2017.7943634.

KESSLER, Slongo Leonardo *et al.* FloripaSat: The experience of designing and developing the on-board electronics of a Cubesat in Brazil. *In*: 1ST IAA Latin America Cubesat Workshop. [S.l.: s.n.], 2015.

KIRILIN, A. N. *et al.* Design, testing and operation of «AIST» small satellites. *In*: 2015 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST). [S.l.: s.n.], 2015. P. 819–823. DOI: 10.1109/RAST.2015.7208453.

KULU, E. **Nanosatellite and Cubesat Database**. [S.l.: s.n.], 2021.
<https://www.nanosats.eu/database>. Accessed: 2021-02-14.

LOVASCIO, A.; D’ORAZIO, A.; CENTONZE, V. Design of COTS-Based Radio-Frequency Receiver for Cubesat Applications. *In*: 2019 IEEE 5th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace). [S.l.: s.n.], jun. 2019. P. 399–404. DOI: 10.1109/MetroAeroSpace.2019.8869647.

LUO, Sha; SOH, Eng Keng; LOH, Ai Po. Supervising multidisciplinary final-year engineering students to develop CubeSats with an innovative project management method. *In*: 2018 IEEE Frontiers in Education Conference (FIE). [S.l.: s.n.], 2018. P. 1–4. DOI: 10.1109/FIE.2018.8658780.

MAINI, Anil K.; AGRAWAL, Varsha. **Satellite Technology Principles and Applications**. United Kingdom: Wiley, 2014.

MARCELINO, Gabriel Mariano; VEGA-MARTINEZ, Sara; SEMAN, Laio Oriel; KESSLER SLONGO, Leonardo; BEZERRA, Eduardo Augusto. A Critical Embedded

System Challenge: The FloripaSat-1 Mission. **IEEE Latin America Transactions**, v. 18, n. 02, p. 249–256, 2020. DOI: 10.1109/TLA.2020.9085277.

MARIANO, Marcelino Gabriel; MORSCH, Filho Edegar; VEGA, Martinez Sara; PIO, De Mattos André Martins; ORIEL, Seman Laio; KESSLER, Slongo Leonardo; AUGUSTO, Bezerra Eduardo. Qualification and validation test methodology of the open-source CubeSat FloripaSat-1. **Journal of Systems Engineering and Electronics**, v. 31, n. 6, p. 1230–1244, 2020. DOI: 10.23919/JSEE.2020.000103.

MASUI, Hirokazu; CHO, Mengu; HATAMURA, Toru; SHIMIZU, Tatsuo. Activity and strategy for lean satellite in Kyushu Institute of Technology. In: 2015 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST). [S.l.: s.n.], 2015. P. 803–806. DOI: 10.1109/RAST.2015.7208450.

MERL, R.; GRAHAM, P. A low-cost, radiation-hardened single-board computer for command and data handling. In: 2016 IEEE Aerospace Conference. [S.l.: s.n.], mar. 2016. P. 1–8. DOI: 10.1109/AERO.2016.7500849.

MERLENGHI, A. S. et al. CELESTA Demonstrator Radiation Characterization in a LEO Representative Environment at CHARM. In: 2017 17th European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems (RADECS). [S.l.: s.n.], out. 2017. P. 1–7. DOI: 10.1109/RADECS.2017.8696243.

MUNOZ HERNANDEZ, Alfonso; JIMENEZ LORENZO, Maria; GALA ESCOLAR, Jose; LOPEZ SANZ, Daniel; ARNAU TRILLOL, Alejandro; ANON CANCELA, Manuel. EMC Challenges for ESA Scientific Missions. In: 2018 International Symposium on Electromagnetic Compatibility (EMC EUROPE). [S.l.: s.n.], 2018. P. 34–39. DOI: 10.1109/EMCEurope.2018.8485137.

NANOEXPLORE. **NG-LARGE NX1H140TSP - Preliminary Datasheet Ver 1.0**. [S.l.], 2018.

NASA. **Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials**. [S.l.: s.n.], 2017. <https://outgassing.nasa.gov>. Accessed: 2021-05-03.

NASA. **Nasa Space Flight**. [S.l.: s.n.], 2021. <https://forum.nasaspaceflight.com/>. Accessed: 2021-02-14.

NASA AMES RESEARCH CENTER. **State-of-the-Art Small Spacecraft Technology**. [S.l.], 2020.

NGUYEN, Nguyen Tran Huu. **Repairing FPGA Configuration Memory Errors using Dynamic Partial Reconfiguration**. 2017. Tese (Doutorado) – The University of New South Wales.

NORTON, C. D.; MILLAR, P. S.; BAUER, R.; KOMAR, G. J. New capabilities for Earth Science measurements with 6U CubeSat technologies. In: 2016 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS). [S.l.: s.n.], jul. 2016. P. 5550–5552. DOI: 10.1109/IGARSS.2016.7730448.

NXP. **i.MX53 System Development User's Guide - Chapter 2, Layout Recommendations**. [S.l.], 2016.

PARYLENE ENGINEERING. **Properties - Parylene**. [S.l.: s.n.], 2021.
https://www.paryleneengineering.com/what_is_parylene.htm. Accessed: 2020-05-08.

PERSICO, A. R.; CLEMENTE, C.; SORAGHAN, J. CubeSAT based bistatic passive radar for ballistic missile defence: Feasibility study. In: INTERNATIONAL Conference on Radar Systems (Radar 2017). [S.l.: s.n.], out. 2017. P. 1–6. DOI: 10.1049/cp.2017.0444.

RIGO, C. A. **Projeto de Placas de Circuito Impresso com FPGAs para uso em ambiente espacial**. 2019. Diss. (Mestrado) – Universidade Federal de Santa Catarina - UFSC.

RIGO, C. A.; LUZA, L. M.; TRAMONTIN, E. D. **Payload X, Critical Design Review**. [S.l.], 2018a.

RIGO, C. A.; LUZA, L. M.; TRAMONTIN, E. D.; MARTINS, V.; MARTINEZ, S. V.; SLOGO, L. K.; SEMAN, L. O.; DILILLO, L.; BEZERRA, E. A. Enabling deep-space CubeSat missions through state-of-the-art radiation-hardened technologies. In: PROCEEDING of the III IAA Latin American CubeSat Workshop. [S.l.: s.n.], 2018b.

RIGO, C. A. *et al.* A Fault-Tolerant Reconfigurable Platform for Communication Modules of Satellites. In: 2019 IEEE Latin American Test Symposium (LATS). [S.l.: s.n.], mar. 2019. P. 1–6. DOI: 10.1109/LATW.2019.8704551.

- RIGO, Cezar Antonio; SEMAN, Laio Oriel; BEREJUCK, Marcelo Daniel; BEZERRA, Eduardo Augusto. Printed Circuit Board Design Methodology for Embedded Systems Targeting Space Applications. *In: 02*, p. 257–264. DOI: 10.1109/TLA.2020.9085278.
- SECONDO, R. *et al.* System Level Radiation Characterization of a 1U CubeSat Based on CERN Radiation Monitoring Technology. **IEEE Transactions on Nuclear Science**, v. 65, n. 8, p. 1694–1699, ago. 2018. ISSN 1558-1578. DOI: 10.1109/TNS.2018.2797319.
- SHAO, T.; KAO, S.; SU, C. Taiwan AIS CubeSat Tracking System for Marine Safety. *In: 2019 International Conference on Intelligent Computing and its Emerging Applications (ICEA)*. [S.l.: s.n.], ago. 2019. P. 70–73. DOI: 10.1109/ICEA.2019.8858312.
- SILVA, Raphael A.; SOUZA, Julio C.; OLIVEIRA, Geraldo Magela C. Oliveira. MGL-4 Picosatellite: an educational CubeSat developed by students from the Brazilian institute CEFET-MG. *In: IV IAA Latin American CubeSat Workshop*. [S.l.: s.n.], 2020.
- SINCLAIR, D.; JONATHAN, D. Radiation Effects and COTS Parts in SmallSats. *In: 27TH AIAA/USU Conference on Small Satellite*. [S.l.: s.n.], 2013. P. 1–12.
- SOUZA, Leonardo J.C.; BAPTISTA, Victor R.; LÔBO, Rafael P.; SAKAY, Danilo. Overview of past, present and future brazilian small satellites missions. *In: IV IAA Latin American CubeSat Workshop*. [S.l.: s.n.], 2020.
- SPACELAB. **Space Technology Research Laboratory of Federal University of Santa Catarina**. [S.l.: s.n.], 2020. <https://spacelab.ufsc.br/en/academic/>. Accessed: 2020-03-07.
- SPACEX. **Starlink Project**. [S.l.: s.n.], 2020. <https://starlink.com>. Accessed: 2020-03-07.
- THE CUBESAT PROGRAM. **CubeSat Design Specification Rev. 13**. [S.l.], 2014.
- U.S. GOVERNMENT. **SmallSat Parts On Orbit Now**. [S.l.: s.n.], 2021. <https://spoonsite.com/>. Accessed: 2021-02-14.

VEGA, Martinez Sara; MORSCH, Filho Edegar; KESSLER, Slongo Leonardo; AUGUSTO, Bezerra Eduardo. Floripasat-I: ongoing integration and test strategies. In: 3RD IAA Latin American Cubesat Workshop. [S.l.: s.n.], 2015.

VSI. **What is Parylene Coating?** [S.l.: s.n.], 2021.

<https://vsiparylene.com/about-parylene/>. Accessed: 2020-05-08.

WIKIPEDIA. **Orbit**. [S.l.: s.n.], 2021. <https://en.wikipedia.org/wiki/Orbit>. Accessed: 2021-02-16.

WILLIAMS, Tim. **EMC for Product Designers**. United Kingdom: Elsevier, 2017.

WILSON, C.; GEORGE, A.; KLAMM, B. A methodology for estimating reliability of SmallSat computers in radiation environments. In: 2016 IEEE Aerospace Conference. [S.l.: s.n.], mar. 2016. P. 1–12. DOI: 10.1109/AERO.2016.7500605.

XILINX. **DDR2/DDR3 Low-Cost PCB Design Guidelines for Artix-7 and Spartan-7 FPGAs**. [S.l.], 2015.

XILINX. **Recommended Design Rules and Strategies for BGA Devices - User Guide**. [S.l.], 2016.

YU, X.; ZHOU, J. CubeSat: A candidate for the asteroid exploration in the future. In: 2014 International Conference on Manipulation, Manufacturing and Measurement on the Nanoscale (3M-NANO). [S.l.: s.n.], out. 2014. P. 261–265. DOI: 10.1109/3M-NANO.2014.7057349.

ZELL, Holly. **Earth's Atmospheric Layers**. [S.l.: s.n.], 2013. https://www.nasa.gov/mission_pages/sunearth/science/atmosphere-layers2.html. Accessed: 2021-02-16.

ZELL, Holly. **Earth's Magnetosphere**. [S.l.: s.n.], 2011. https://www.nasa.gov/mission_pages/sunearth/multimedia/magnetosphere.html. Accessed: 2021-02-16.

**APÊNDICE A – ARTIGO PUBLICADO NO 4TH INTERNATIONAL ACADEMY OF
ASTRONAUTICS LATIN AMERICAN CUBESAT WORKSHOP (IAA-LACW)**

Payload XL: a new fault-tolerant reconfigurable computing platform for CubeSats

Kleber R. Gouveia Jr.⁽¹⁾, Akkauam P. dos Santos⁽²⁾, Cezar A. Rigo⁽³⁾, Laio O. Seman⁽⁴⁾, Eduardo A. Bezerra⁽⁵⁾

⁽¹⁾SpaceLab, UFSC, Florianopolis, Brazil, kleber.gouveia@spacelab.ufsc.br

⁽²⁾SpaceLab, UFSC, Florianopolis, Brazil, akkauam.pallaoro@spacelab.ufsc.br

⁽³⁾SpaceLab, UFSC, Florianopolis, Brazil, cezar.rigo@spacelab.ufsc.br

⁽⁴⁾SpaceLab, UFSC, Florianopolis, Brazil, laio.seman@spacelab.ufsc.br

⁽⁵⁾SpaceLab, UFSC, Florianopolis, Brazil, eduardo.bezerra@ufsc.br

Keywords: *CubeSat, Rad-Hard, Fault-tolerance, Reconfiguration*

Abstract

The present work describes and analyses the design of a CubeSat board based on a radiation-hardened FPGA device, to allow the development of a satellite-on-chip to be used in deep space missions. NG-Large is a device developed by NanoXplore, a fabless semiconductor company based in France, and it is not affected by International Traffic in Arms Regulations (ITAR). It counts with 140k LUTs and an embedded ARM Cortex-R5 processor optimized for high-performance hard real-time applications creating the possibility to embed an On-Board Computer (OBC), a Telemetry and Telecommand module (TT&C), an Electric Power System (EPS) and other modules responsible for performing outer space applications. The system can update the hardware configuration of the FPGA through remote up-link of its bit-stream. An external microcontroller is responsible for storing the new configuration bit-stream in a non-volatile flash memory along with the last bit-stream, also stored in another region of the memory. This is a fail-safe technique to allow the system recovers from radiation effects in the stored data. The proposed hardware is an evolution of the Payload X and has the objective to execute in-orbit validation (IoV) of the NG-Large FPGA and the bit-stream reconfiguration strategy and will be on board of the GOMX-5 satellite launched in Q2-2022.

1. Introduction

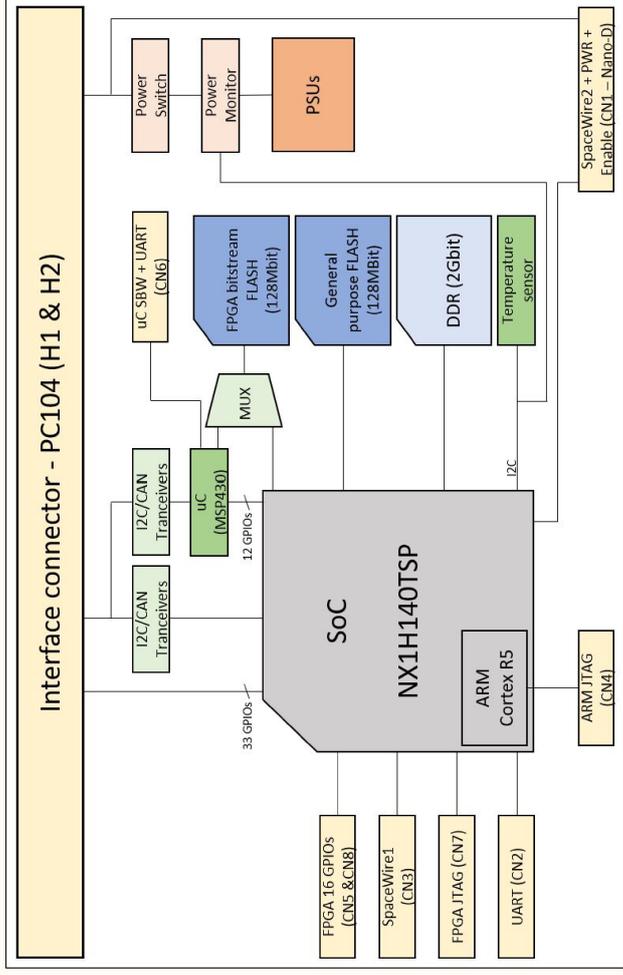
Small satellites have becoming more and more common for several purposes. Beyond government [1], military [2, 3], scientific [4, 5] and educational [6, 7, 8] applications, large scale commercial applications have been deployed like Starlink [9] constellation to provide worldwide broadband internet. This new era of space exploration is driven by the reduction of the costs of the space platforms [10], miniaturization [11] and a mix usage of radiation hardened components (rad-hard) [12, 13] and of commercial off-the-shelf (COTS) components combined with fault mitigation techniques [14, 15].

Complementary to this movement, many studies have been done to characterize the radiation of the space environment [16, 17, 18], to evaluate the radiation effects on COTS components commonly used in CubeSats [19, 20], to propose methodologies to improve reliability [21] and radiation tolerance to SmallSats [22, 23].

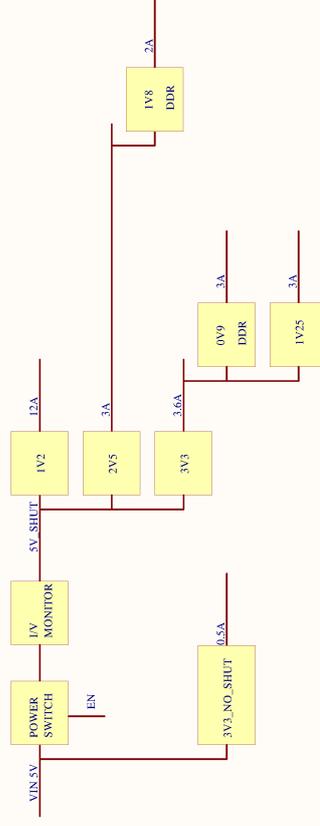
In this context, the work intends to provide a new fault-tolerant over-the-air (OTA) reconfigurable computing platform called Payload XL. The platform is designed to be used in CubeSat missions as a versatile processing unit. The hardware is based on its predecessor, Payload X, largely discussed in [24], [25], and [12], but with focus in increasing the processing capabilities.

APÊNDICE B – ESQUEMA ELÉTRICO DA PAYLOAD XL

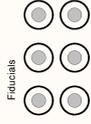
Rev.	Description	Date	Author
1.0	Initial release.	04-Dec-2019	Kleber Gouveia
1.1	Small adjustments after sch review.	11-Dec-2019	Kleber Gouveia
1.2	Reorganizing the sch to reduce sheet count. Removing all the components related to the not used IO banks.	19-Jan-2020	Kleber Gouveia
1.3	Modifications done during layout process.	15-Feb-2020	Kleber Gouveia
1.4	Improvements after 1st revision	28-Feb-2020	Kleber Gouveia
1.5	Correction on FPGA JTAG interface. Changing picroblade connectors to right angle.	07-nov-2020	Kleber Gouveia
1.6	Adapting PC104 interface to be compatible with FloripaSat. Defining projects variants.	07-nov-2020	Kleber Gouveia
2.0	Adding watchdog, IV monitor, temperature sensor, nano-D connector (SpaceWire + Power Supply), flash memory and GPIO signals between PC104 and FPGA.	17-jan-2021	Kleber Gouveia
2.1	Updating block diagram.	12-may-2021	Kleber Gouveia



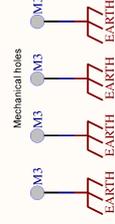
Block Diagram



Revision History



Power Architecture



SpaceLab - Federal University of Santa Catarina

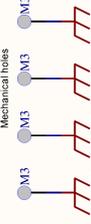
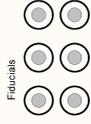
Project: Popsat XL Pj/FCD / EM - MSP430

Title: Revision History.SchDoc

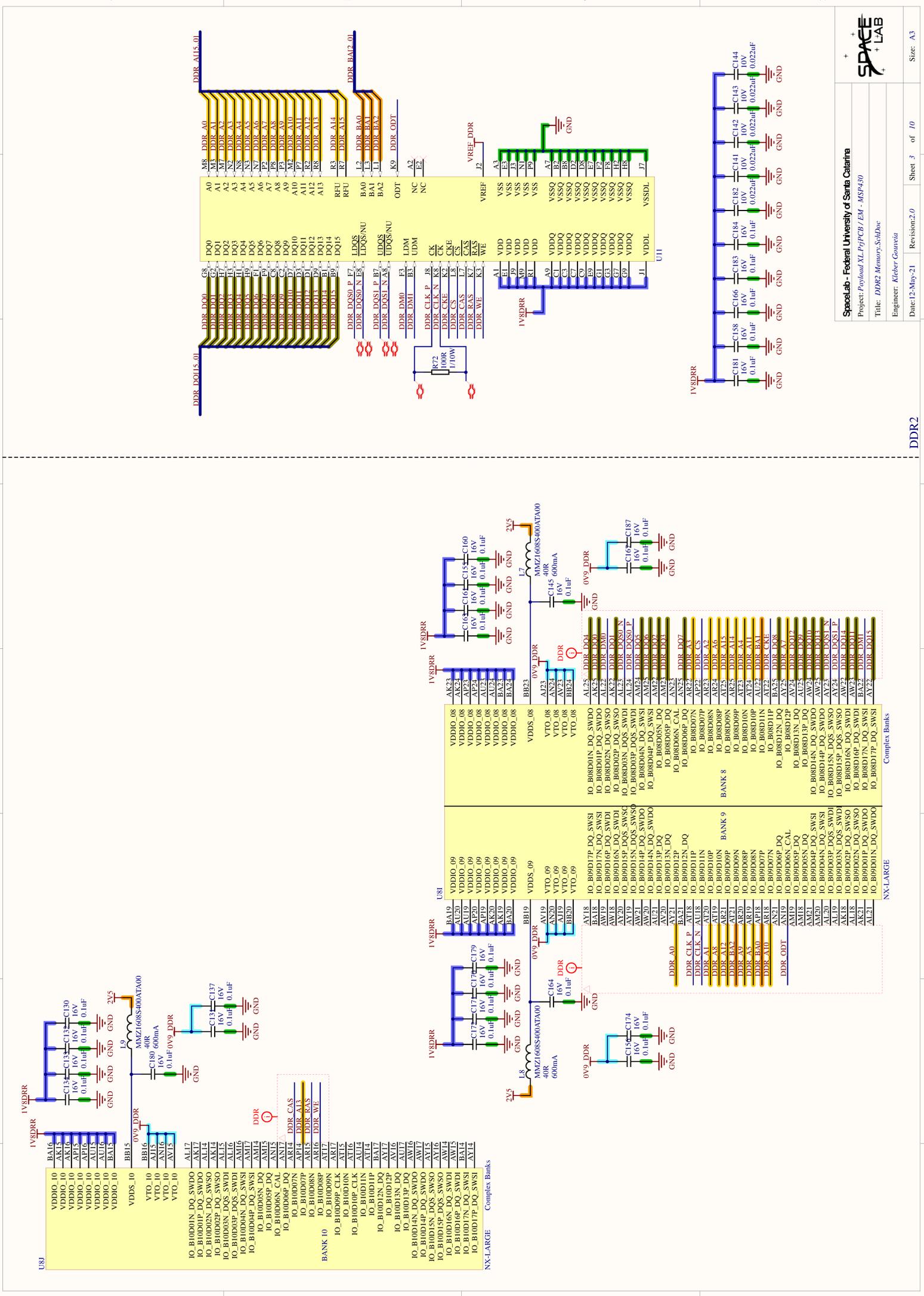
Engineer: Kleber Gouveia

Date: 12-May-21 Revision: 2.0 Sheet 1 of 10

PCB Elements



Size: A3



1
2
3
4
5
6
7
8

A
B
C
D

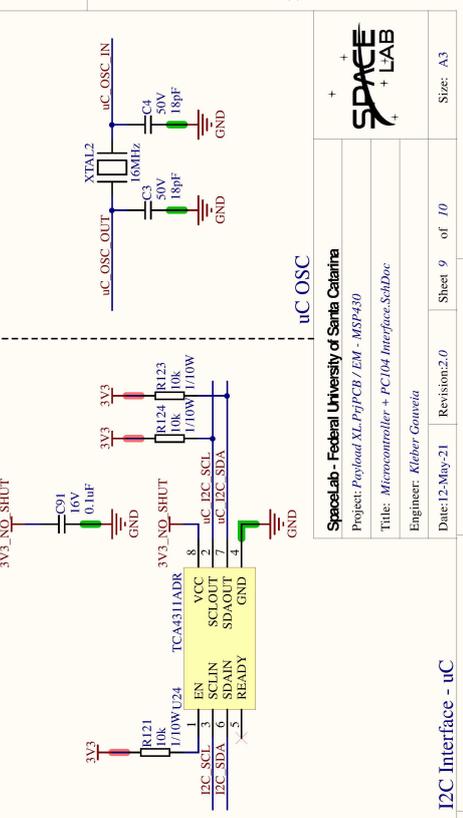
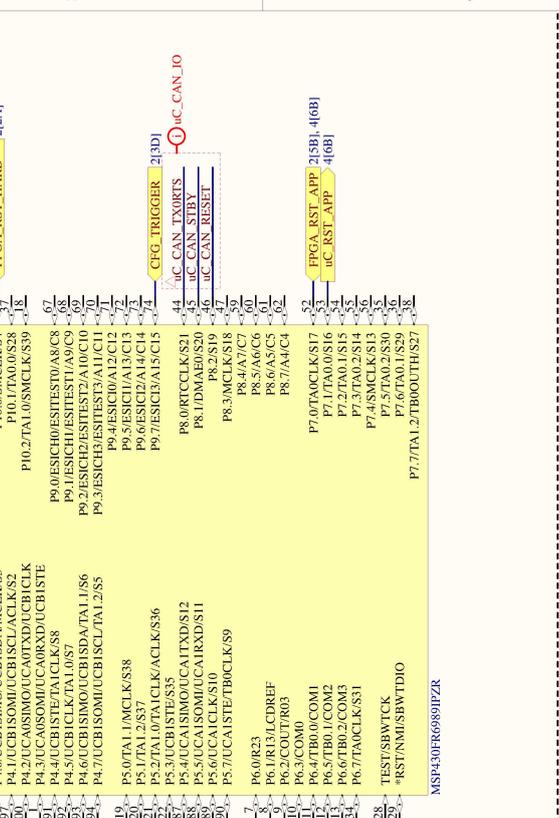
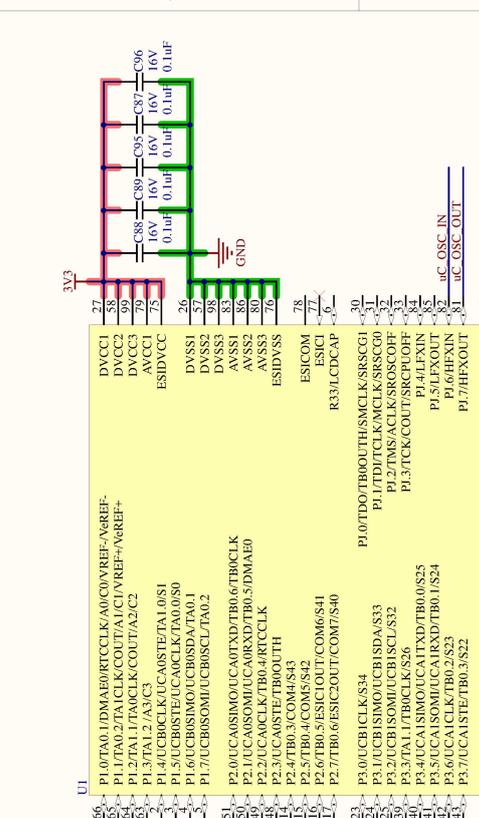
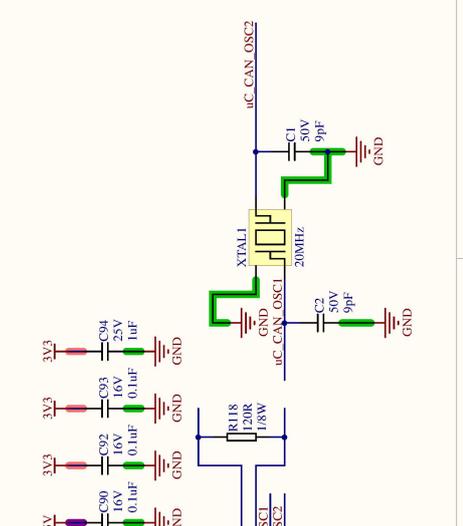
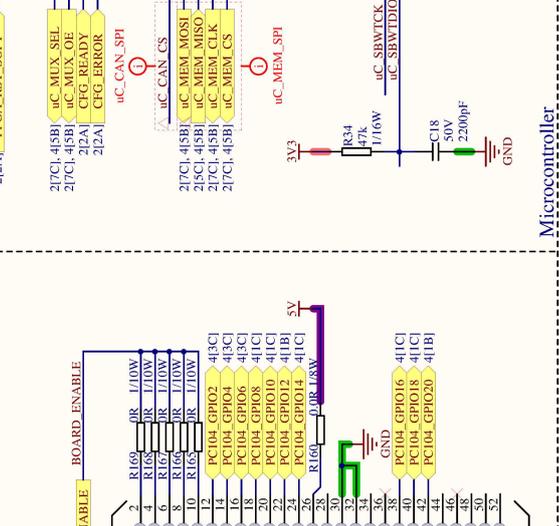
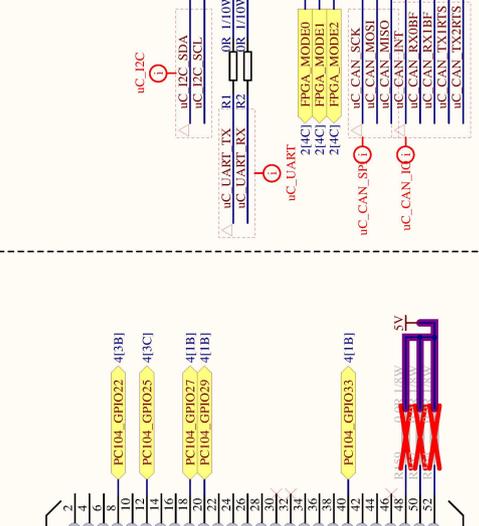
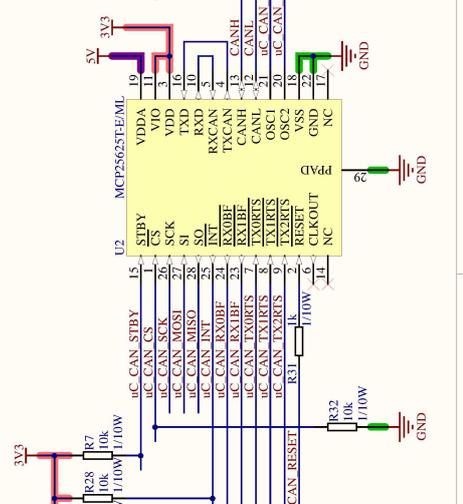
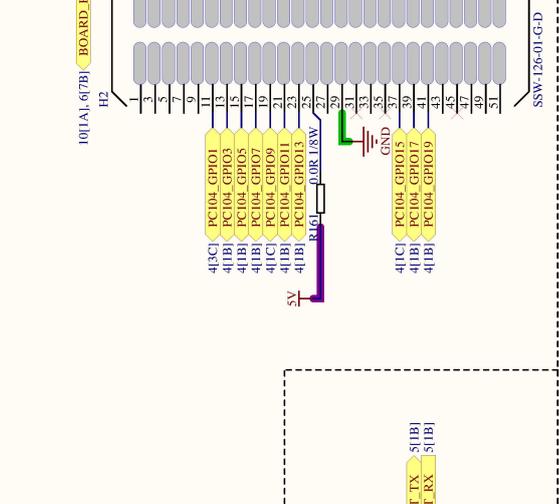
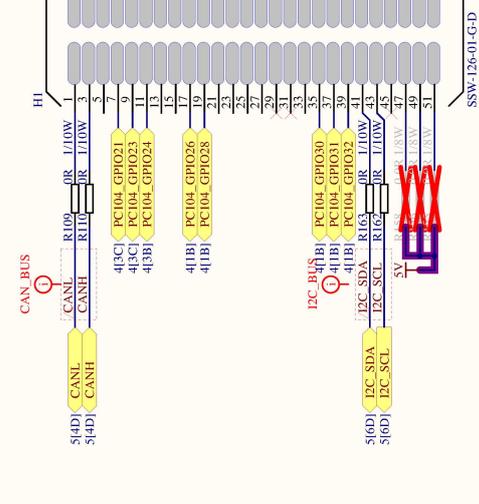
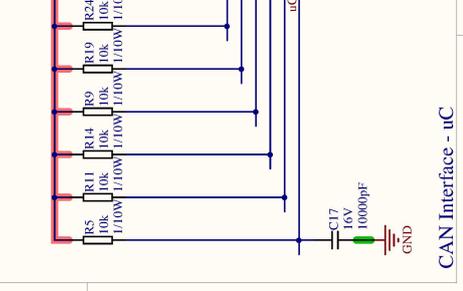
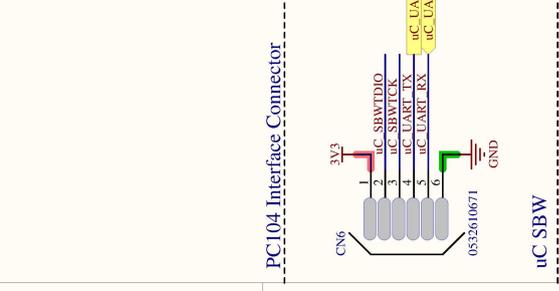
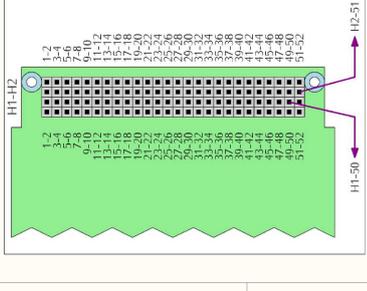


DDR2

8

AA42	VDDIO_03	AA40	VDDIO_05	U8C	N20	VDDIO_20	B15	N27	VDDIO_22	U8L	N27	VDDIO_22	B23	VDDIO_21	U8M	N27	VDDIO_22	B23	VDDIO_21
AA43	VDDIO_04	AA41	VDDIO_06	U8C	N19	VDDIO_19	B16	J28	VDDIO_22	U8L	J28	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	J28	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA44	VDDIO_05	AA42	VDDIO_07	U8C	N18	VDDIO_18	B17	F28	VDDIO_22	U8L	F28	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F28	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA45	VDDIO_06	AA43	VDDIO_08	U8C	N17	VDDIO_17	B18	F29	VDDIO_22	U8L	F29	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F29	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA46	VDDIO_07	AA44	VDDIO_09	U8C	N16	VDDIO_16	B19	F30	VDDIO_22	U8L	F30	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F30	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA47	VDDIO_08	AA45	VDDIO_10	U8C	N15	VDDIO_15	B20	F31	VDDIO_22	U8L	F31	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F31	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA48	VDDIO_09	AA46	VDDIO_11	U8C	N14	VDDIO_14	B21	F32	VDDIO_22	U8L	F32	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F32	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA49	VDDIO_10	AA47	VDDIO_12	U8C	N13	VDDIO_13	B22	F33	VDDIO_22	U8L	F33	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F33	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA50	VDDIO_11	AA48	VDDIO_13	U8C	N12	VDDIO_12	B23	F34	VDDIO_22	U8L	F34	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F34	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA51	VDDIO_12	AA49	VDDIO_14	U8C	N11	VDDIO_11	B24	F35	VDDIO_22	U8L	F35	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F35	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA52	VDDIO_13	AA50	VDDIO_15	U8C	N10	VDDIO_10	B25	F36	VDDIO_22	U8L	F36	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F36	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA53	VDDIO_14	AA51	VDDIO_16	U8C	N09	VDDIO_09	B26	F37	VDDIO_22	U8L	F37	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F37	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA54	VDDIO_15	AA52	VDDIO_17	U8C	N08	VDDIO_08	B27	F38	VDDIO_22	U8L	F38	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F38	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA55	VDDIO_16	AA53	VDDIO_18	U8C	N07	VDDIO_07	B28	F39	VDDIO_22	U8L	F39	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F39	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA56	VDDIO_17	AA54	VDDIO_19	U8C	N06	VDDIO_06	B29	F40	VDDIO_22	U8L	F40	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F40	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA57	VDDIO_18	AA55	VDDIO_20	U8C	N05	VDDIO_05	B30	F41	VDDIO_22	U8L	F41	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F41	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA58	VDDIO_19	AA56	VDDIO_21	U8C	N04	VDDIO_04	B31	F42	VDDIO_22	U8L	F42	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F42	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA59	VDDIO_20	AA57	VDDIO_22	U8C	N03	VDDIO_03	B32	F43	VDDIO_22	U8L	F43	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F43	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA60	VDDIO_21	AA58	VDDIO_23	U8C	N02	VDDIO_02	B33	F44	VDDIO_22	U8L	F44	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F44	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA61	VDDIO_22	AA59	VDDIO_24	U8C	N01	VDDIO_01	B34	F45	VDDIO_22	U8L	F45	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F45	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA62	VDDIO_23	AA60	VDDIO_25	U8C	N00	VDDIO_00	B35	F46	VDDIO_22	U8L	F46	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F46	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA63	VDDIO_24	AA61	VDDIO_26	U8C	N99	VDDIO_99	B36	F47	VDDIO_22	U8L	F47	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F47	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA64	VDDIO_25	AA62	VDDIO_27	U8C	N98	VDDIO_98	B37	F48	VDDIO_22	U8L	F48	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F48	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA65	VDDIO_26	AA63	VDDIO_28	U8C	N97	VDDIO_97	B38	F49	VDDIO_22	U8L	F49	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F49	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA66	VDDIO_27	AA64	VDDIO_29	U8C	N96	VDDIO_96	B39	F50	VDDIO_22	U8L	F50	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F50	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA67	VDDIO_28	AA65	VDDIO_30	U8C	N95	VDDIO_95	B40	F51	VDDIO_22	U8L	F51	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F51	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA68	VDDIO_29	AA66	VDDIO_31	U8C	N94	VDDIO_94	B41	F52	VDDIO_22	U8L	F52	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F52	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA69	VDDIO_30	AA67	VDDIO_32	U8C	N93	VDDIO_93	B42	F53	VDDIO_22	U8L	F53	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F53	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA70	VDDIO_31	AA68	VDDIO_33	U8C	N92	VDDIO_92	B43	F54	VDDIO_22	U8L	F54	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F54	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA71	VDDIO_32	AA69	VDDIO_34	U8C	N91	VDDIO_91	B44	F55	VDDIO_22	U8L	F55	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F55	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA72	VDDIO_33	AA70	VDDIO_35	U8C	N90	VDDIO_90	B45	F56	VDDIO_22	U8L	F56	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F56	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA73	VDDIO_34	AA71	VDDIO_36	U8C	N89	VDDIO_89	B46	F57	VDDIO_22	U8L	F57	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F57	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA74	VDDIO_35	AA72	VDDIO_37	U8C	N88	VDDIO_88	B47	F58	VDDIO_22	U8L	F58	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F58	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA75	VDDIO_36	AA73	VDDIO_38	U8C	N87	VDDIO_87	B48	F59	VDDIO_22	U8L	F59	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F59	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA76	VDDIO_37	AA74	VDDIO_39	U8C	N86	VDDIO_86	B49	F60	VDDIO_22	U8L	F60	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F60	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA77	VDDIO_38	AA75	VDDIO_40	U8C	N85	VDDIO_85	B50	F61	VDDIO_22	U8L	F61	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F61	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA78	VDDIO_39	AA76	VDDIO_41	U8C	N84	VDDIO_84	B51	F62	VDDIO_22	U8L	F62	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F62	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA79	VDDIO_40	AA77	VDDIO_42	U8C	N83	VDDIO_83	B52	F63	VDDIO_22	U8L	F63	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F63	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA80	VDDIO_41	AA78	VDDIO_43	U8C	N82	VDDIO_82	B53	F64	VDDIO_22	U8L	F64	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F64	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA81	VDDIO_42	AA79	VDDIO_44	U8C	N81	VDDIO_81	B54	F65	VDDIO_22	U8L	F65	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F65	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA82	VDDIO_43	AA80	VDDIO_45	U8C	N80	VDDIO_80	B55	F66	VDDIO_22	U8L	F66	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F66	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA83	VDDIO_44	AA81	VDDIO_46	U8C	N79	VDDIO_79	B56	F67	VDDIO_22	U8L	F67	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F67	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA84	VDDIO_45	AA82	VDDIO_47	U8C	N78	VDDIO_78	B57	F68	VDDIO_22	U8L	F68	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F68	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA85	VDDIO_46	AA83	VDDIO_48	U8C	N77	VDDIO_77	B58	F69	VDDIO_22	U8L	F69	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F69	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA86	VDDIO_47	AA84	VDDIO_49	U8C	N76	VDDIO_76	B59	F70	VDDIO_22	U8L	F70	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F70	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA87	VDDIO_48	AA85	VDDIO_50	U8C	N75	VDDIO_75	B60	F71	VDDIO_22	U8L	F71	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F71	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA88	VDDIO_49	AA86	VDDIO_51	U8C	N74	VDDIO_74	B61	F72	VDDIO_22	U8L	F72	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F72	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA89	VDDIO_50	AA87	VDDIO_52	U8C	N73	VDDIO_73	B62	F73	VDDIO_22	U8L	F73	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F73	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA90	VDDIO_51	AA88	VDDIO_53	U8C	N72	VDDIO_72	B63	F74	VDDIO_22	U8L	F74	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F74	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA91	VDDIO_52	AA89	VDDIO_54	U8C	N71	VDDIO_71	B64	F75	VDDIO_22	U8L	F75	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F75	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA92	VDDIO_53	AA90	VDDIO_55	U8C	N70	VDDIO_70	B65	F76	VDDIO_22	U8L	F76	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F76	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA93	VDDIO_54	AA91	VDDIO_56	U8C	N69	VDDIO_69	B66	F77	VDDIO_22	U8L	F77	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F77	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA94	VDDIO_55	AA92	VDDIO_57	U8C	N68	VDDIO_68	B67	F78	VDDIO_22	U8L	F78	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F78	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA95	VDDIO_56	AA93	VDDIO_58	U8C	N67	VDDIO_67	B68	F79	VDDIO_22	U8L	F79	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F79	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA96	VDDIO_57	AA94	VDDIO_59	U8C	N66	VDDIO_66	B69	F80	VDDIO_22	U8L	F80	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F80	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA97	VDDIO_58	AA95	VDDIO_60	U8C	N65	VDDIO_65	B70	F81	VDDIO_22	U8L	F81	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F81	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA98	VDDIO_59	AA96	VDDIO_61	U8C	N64	VDDIO_64	B71	F82	VDDIO_22	U8L	F82	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F82	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA99	VDDIO_60	AA97	VDDIO_62	U8C	N63	VDDIO_63	B72	F83	VDDIO_22	U8L	F83	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F83	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA100	VDDIO_61	AA98	VDDIO_63	U8C	N62	VDDIO_62	B73	F84	VDDIO_22	U8L	F84	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F84	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA101	VDDIO_62	AA99	VDDIO_64	U8C	N61	VDDIO_61	B74	F85	VDDIO_22	U8L	F85	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F85	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA102	VDDIO_63	AA100	VDDIO_65	U8C	N60	VDDIO_60	B75	F86	VDDIO_22	U8L	F86	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F86	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA103	VDDIO_64	AA101	VDDIO_66	U8C	N59	VDDIO_59	B76	F87	VDDIO_22	U8L	F87	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F87	VDDIO_22	B24	VDDIO_21
AA104	VDDIO_65	AA102	VDDIO_67	U8C	N58	VDDIO_58	B77	F88	VDDIO_22	U8L	F88	VDDIO_22	B24	VDDIO_21	U8M	F88	VDDIO_22	B24	VDDIO_21</

PC104 part number options:
 * top mounting board - TSW-126-07-G-D
 * middle mounting board - SSQ-126-03-G-D
 * bottom mounting board - SSW-126-01-G-D



APÊNDICE C – AIV DO APPS

Assembly, Integration, and Verification Plan
Doc-ID: GOMX5APP.AIV.2020.11.001 rev 1.5
Rev 1.5
June 2021

Project Chief:

Eduardo Augusto Bezerra
eduardo.bezerra@spacelab.ufsc.br

Authors:

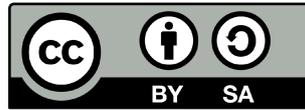
Kleber Reis Gouveia Júnior (kleber.gouveia@spacelab.ufsc.br)
Edilberto Costa Neto (edilberto.costa@spacelab.ufsc.br)
Márcio Hermany Gomes de Oliveira marcio.oliveira@spacelab.ufsc.br

Contributions:

Arne Samuelsson arne.samuelsson@gaisler.com Jakob Östberg jakob.ostberg@gaisler.com

Revision and History Page

Rev.	Author	Description	Date
1.0	Kleber Gouveia	Initial release	01/11/2020
1.1	Kleber Gouveia	Changing stack order and tests.	03/11/2020
1.2	Sérgio Correia	Test complementation and plan schedule. Board level test plan (BRAVE)	01/01/2021
1.3	Edilberto Costa, Márcio Oliveira	Test and verification procedures descriptions	01/04/2021
1.4	Edilberto Costa, Márcio Oliveira	Small adjustments in the text	01/11/2021
1.5	Edilberto Costa, Márcio Oliveira, Kleber Gouveia, Eduardo Bezerra	Update after review.	01/06/2021



© 2020 by Universidade Federal de Santa Catarina. Payload-XL - Interface Control Document. This work is licensed under the Creative Commons Attribution-ShareAlike 4.0 International License. To view a copy of this license, visit <http://creativecommons.org/licenses/by-sa/4.0/>.

0. List of Figures

1.1	Colour identification for blocks of Integration, Testing, Minor testing, Verification and Minor verification.	1
4.1	Sequence of activities of AIV plan - FM SL.	7
A.1	Structure ring A.	10
A.2	Structure ring B.	10
A.3	Structure rod.	10
A.4	Structure round nut.	10
A.5	Spacer M3-1.5mm.	11
A.6	Spacer M3-7mm.	11
A.7	Spacer M3-9mm.	11
A.8	Spacer M3-11mm.	11
A.9	Spacer M3-12mm.	11
A.10	Spacer M3-17mm.	11
A.11	GR740 board.	12
A.12	GR716 board.	12
A.13	Brave board.	12
A.14	GNSS front end board.	13
A.15	GNSS digital board.	13
A.16	GR716 cable.	13
A.17	Brave cable.	14
A.18	GNSS cable.	14
A.19	Ring B + rods + spacers.	15
A.20	Structure + GR740 board + spacers.	16
A.21	Structure + GR716 board + spacers.	16
A.22	Structure + Brave board + spacers.	17
A.23	Structure + GNSS front-end board + spacers.	18
A.24	Structure + GNSS digital board + spacers.	18
A.25	complete structure.	19
A.26	Structure + GR716 cable.	19
A.27	Structure + Brave cable.	20
A.28	Complete assembly.	20

B.1 Circuit for Power Measurement. 24

0. List of Tables

2.1	List of integration activities.	3
3.1	List of qualifying tests.	5
A.1	Bill of materials for integration.	9
B.1	T1: Dimension - Procedure	21
B.2	T2: Mass - Procedure	22
B.3	T3: Gravity Center - Procedure	22
B.4	T4: Electrical - Functional - Procedure	23
B.5	T5: Electrical - Power - Procedure	25
B.6	Tolerances of vacuum-thermal tests.	27
B.7	T11: Thermal vacuum bakeout - Procedure	27
B.8	T13: Visual inspection - Procedure	28

0. Contents

List of Figures	vi
1 Introduction	1
1.1 Scope of the Document	1
1.2 Applicable Documents	2
1.3 Reference Documents	2
1.4 ABBREVIATIONS	2
2 Integration	3
3 Tests and Verification	5
3.1 Qualifying tests	5
4 Sequence of Activities	7
4.1 Flight Model - Stack Level (FM SL)	7
A Appendix: Assembly, Integration, and Tests procedures	9
A.1 Payload Assembly Parts	9
A.2 Payload Integration Procedures	15
A.2.1 I1: bottom structure (ring B) + rods + round nuts.	15
A.2.2 I2: I1 + GR740 board.	15
A.2.3 I3: I2 + GR716 board.	16
A.2.4 I4: I3 + Brave board.	16
A.2.5 I5: I4 + GNSS front-end board.	17
A.2.6 I6: I5 + GNSS digital board.	17
A.2.7 I7: I6 + top structure (ring A) + round nuts.	17
A.2.8 I8: I7 + GR716 cable.	18
A.2.9 I9: I8 + Brave cable.	18
A.2.10 I10: I9 + GNSS cable.	19
B Payload Tests Procedures	21
B.1 T1: Dimension	21
B.2 T2: Mass	22

- B.3 T3: Gravity Center 22
- B.4 T4: Electrical - Functional 22
- B.5 T5: Electrical - Power 24
- B.6 T6: EMC: Radiation Emission (RE) 24
- B.7 T7: EMC: Conducted Emission (CE) 24
- B.8 T8: EMC: Radiation Susceptibility (RS) 24
- B.9 T9: EMC: Conducted Susceptibility (CS) 25
- B.10 T10: Random Vibration 25
- B.11 T11: Sine Vibration 26
- B.12 T11: Thermal vacuum bakeout 26
 - B.12.1 Setup profile 26
 - B.12.2 Tolerances 26
- B.13 T12: Thermal vacuum cycle 27
- B.14 T13: Visual inspection 28

- C Appendix: EGSE Umbilical operation 31**

- D Appendix: EGSE RF operation 33**

1. Introduction

1.1 Scope of the Document

This document describes the Assembly, Integration and Verification (AIV) plan to be performed in the Advanced Payload Processors (APPs) Flight Model (FM). The test procedures have been defined according to the GOMX5 APP ECSS Tailoring document [AD8]. The activities are described in sequential steps to assure the AIV full progress. The AIV is organized in blocks with different colours in order to better identify the Integration (I), Testing (T) and Verification (V) activities. Figure 1.1 shows the adopted colour pattern. Each block represents an action and for this reason receives a label with a letter followed by a number. Testing and Verification procedures are split in two categories, given the relevance for the launcher office. T stands for the tests required for the APPs Flight Model qualification, while Tm is valid for minor tests along the integration, useful to check the payload's functionality. Similarly, V stands for verification of qualification tests, while Vm for the verification of those minor tests.



Figure 1.1: Colour identification for blocks of Integration, Testing, Minor testing, Verification and Minor verification.

After the AIV plan execution there must have no changes in APPs' hardware, software and firmware.

The AIV campaign of APPs flight model aims to assure its proper functioning according to GOMX-5 mission requirements. It covers the qualification tests to be performed at ESTEC. The successful completion of the AIV campaign is expected to fulfill entirely the requirements of the launcher and qualify the operation of APPs in a satisfactory and safe operation, according to the rules of regulatory agencies.

1.2 Applicable Documents

The following documents, listed in order of precedence, contain requirements applicable to the contents of the document:

- [AD1] "GOMX5 - Advanced Payload Processors", GOMX-5-APPS-2020, issue 1, 20 May 2020
- [AD2] "Tailored ECSS Engineering Standards for In-Orbit Demonstration CubeSat Projects", ESTEC reference TEC-SY/128/2013/SPD/RW, issue 1, revision 3, date 24 November 2016
- [AD3] "Space engineering, Electrical and Electronic", ECSS-E-ST-20C Rev. 1, 15 October 2019, <https://ecss.nl/>
- [AD4] "Space engineering, Testing", ECSS-E-ST-10-03C, 1 June 2012, <https://ecss.nl/>
- [AD5] "Space engineering, Electromagnetic compatibility", ECSS-E-ST-20-07C Rev. 1, 7 February 2012, <https://ecss.nl/>
- [AD6] "Space engineering Electromagnetic compatibility handbook", ECSS-E-HB-20-07A, 5 September 2012, <https://ecss.nl/>
- [AD7] "Launch Environment Loads Guidelines for ESA IOD CubeSat Missions", ESA-TECSP-TN-014252, issue 1.0, 15 March 2019
- [AD8] "GOMX5 APP ECSS Tailoring", issue 0.1, Cobham Gaisler AB, Göteborg, Sweden, 16 February 2021

1.3 Reference Documents

1.4 ABBREVIATIONS

EGSE Electrical Ground Support Equipment

2. Integration

The tasks related to the Integration activities of the AIV campaign are listed in Table A.1 together with a label for the name and section with further details. Each Integration action receives the letter I and a identification number. The complete guideline is available in Appendix A.

Table 2.1: List of integration activities.

Name	Section
I0: Single Board	-
I1: Bottom structure (ring B) + rods + round nuts.	A.2.1
I2: I1 + GR740 board.	A.2.2
I3: I2 + GR716 board.	A.2.3
I4: I3 + Brave board.	A.2.4
I5: I4 + GNSS front-end board.	A.2.5
I6: I5 + GNSS digital board.	A.2.6
I7: I6 + Top structure (ring A) + round nuts.	A.2.7
I8: I7 + GR716 cable.	A.2.8
I9: I8 + Brave cable.	A.2.9
I10: I9 + GNSS cable.	A.2.10

3. Tests and Verification

3.1 Qualifying tests

In Table 3.1 there is a list of tests to be performed in the AIV campaign to qualify APPs for launch. The tests will be performed in the Flight Model - Stack Level (FM SL).

Table 3.1: List of qualifying tests.

Name	FM SL
T1: Dimension	Y
T2: Mass	Y
T3: Gravity Center	Y
T4: Electrical - Functional	Y
T5: Electrical - Power	Y
T6: EMC: Radiation Emission (RE)	Y
T7: EMC: Conducted Emission (CE)	Y
T8: EMC: Radiation Susceptibility (RS)	Y
T9: EMC: Conducted Susceptibility (CS)	Y
T10: Random vibration	Y
T11: Sine vibration	Y
T12: Thermal vacuum bakeout	Y
T13: Thermal vacuum cycle	Y
T14: Visual inspection	Y

The vibration tests require the integration of APPs with a fixture to be defined.

4. Sequence of Activities

In the following figures there is an overview of the sequential steps to the entire AIV campaign.

4.1 Flight Model - Stack Level (FM SL)

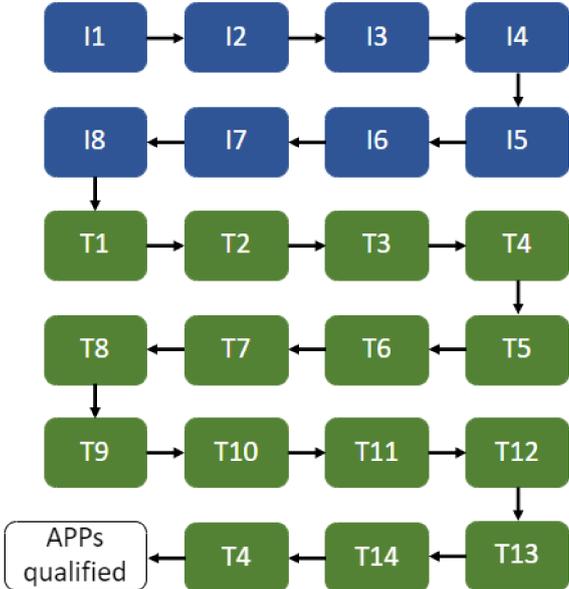


Figure 4.1: Sequence of activities of AIV plan - FM SL.

A. Appendix: Assembly, Integration, and Tests procedures

The following steps describe the integration sequence of APPs. At the end of each main task there are figures with more details of the procedure.

A.1 Payload Assembly Parts

Next there are figures of the main parts of the APPs, before the integration.

Table A.1: Bill of materials for integration.

Quantity	Item	Figure
1	Structure ring A	A.1
1	Structure ring B	A.2
4	Rods	A.3
8	Round nuts	A.4
4	Spacer M3-1.5mm	A.5
4	Spacer M3-7mm	A.6
4	Spacer M3-9mm	A.7
4	Spacer M3-11mm	A.8
4	Spacer M3-12mm	A.9
4	Spacer M3-17mm	A.10
1	GR740 board	A.11
1	GR716 board	A.12
1	Brave board	A.13
1	GNSS front-end board	A.14
1	GNSS digital board	A.15
1	GR716 cable	A.16
1	Brave cable	A.17
1	GNSS cable	A.18

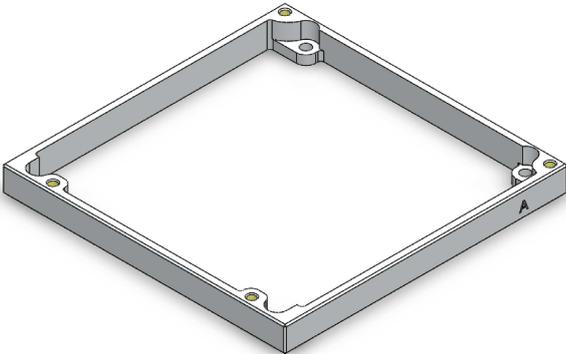


Figure A.1: Structure ring A.

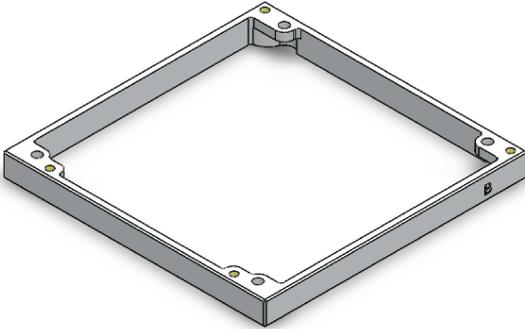


Figure A.2: Structure ring B.



Figure A.3: Structure rod.



Figure A.4: Structure round nut.



Figure A.5: Spacer M3-1.5mm.



Figure A.6: Spacer M3-7mm.



Figure A.7: Spacer M3-9mm.



Figure A.8: Spacer M3-11mm.



Figure A.9: Spacer M3-12mm.



Figure A.10: Spacer M3-17mm.

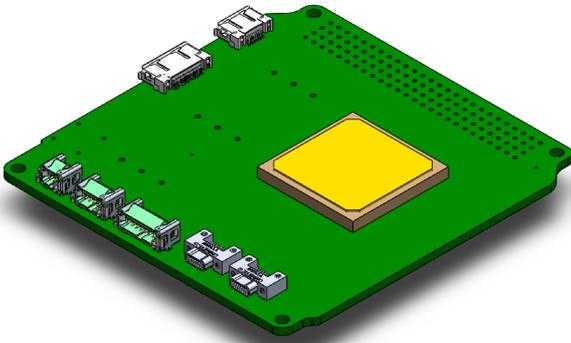


Figure A.11: GR740 board.

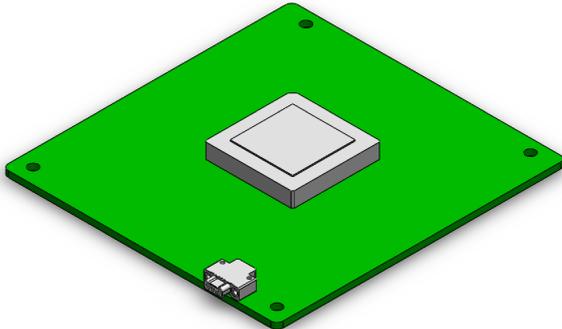


Figure A.12: GR716 board.

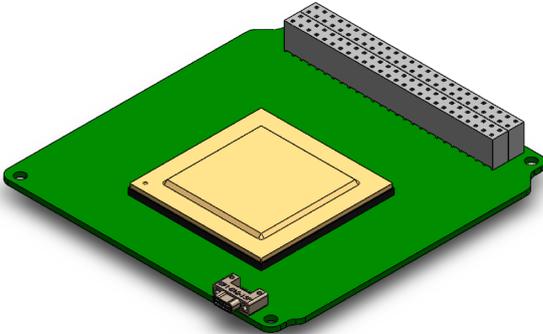


Figure A.13: Brave board.

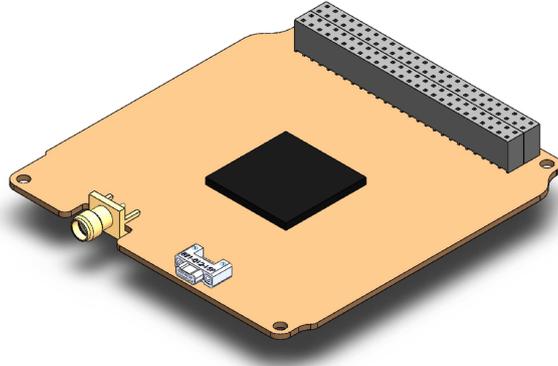


Figure A.14: GNSS front end board.

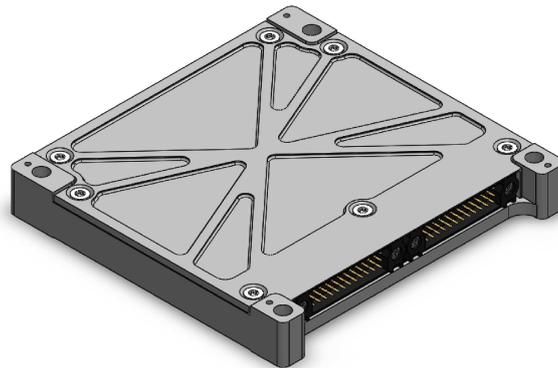


Figure A.15: GNSS digital board.

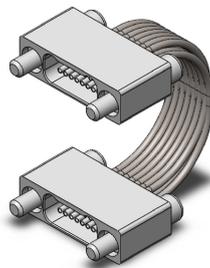


Figure A.16: GR716 cable.

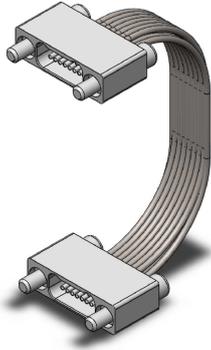


Figure A.17: Brave cable.



Figure A.18: GNSS cable.

A.2 Payload Integration Procedures

This section describes the steps to perform the integration of all APPs elements.

A.2.1 I1: bottom structure (ring B) + rods + round nuts.

PART: 1x ring B, 4 x rods, 4x round nuts, 4x spacer M3-7mm.

1. [] Attach the 4 rods in the ring B using the round nuts;
2. [] Mount the spacers in the rods.



Figure A.19: Ring B + rods + spacers.

A.2.2 I2: I1 + GR740 board.

PART: 1x GR740 board, 4x spacers M3x12mm, item A.2.1.

1. [] Mount the GR740 board above the spacers;
2. [] Mount 4 spacers in the rods above the board;

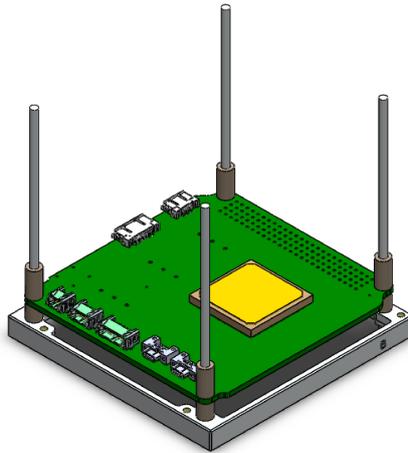


Figure A.20: Structure + GR740 board + spacers.

A.2.3 I3: I2 + GR716 board.

PART: 1x GR716 board, 4x spacers M3-12mm, item A.2.2.

1. [] Mount the GR716 board above the spacers;
2. [] Mount 4 spacers M3-12mm in the rods above the boards;

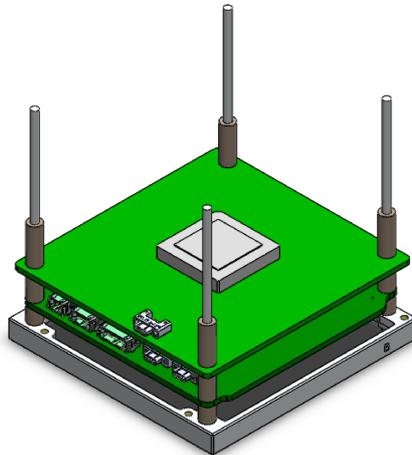


Figure A.21: Structure + GR716 board + spacers.

A.2.4 I4: I3 + Brave board.

PART: 1x Brave board, 4x spacers M3-9mm, item A.2.3.

1. [] Mount the Brave board above the spacers;
2. [] Mount 4 spacers M3-9mm in the rods;

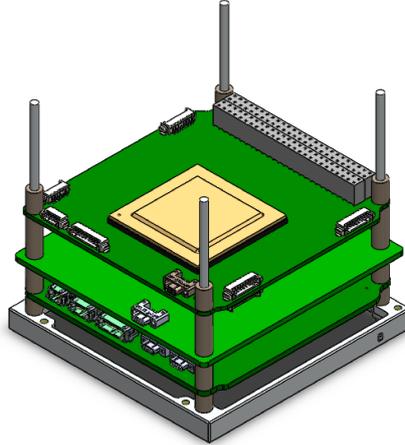


Figure A.22: Structure + Brave board + spacers.

A.2.5 I5: I4 + GNSS front-end board.

PART: 1x GNSS front-end board, 4x spacers M3-11mm, item A.2.4.

1. [] Mount the GNSS front-end board above the spacers;
2. [] Mount 4 spacers M3-11mm in the rods;

A.2.6 I6: I5 + GNSS digital board.

PART: 1x GNSS digital board, 4x spacers M3-13mm, item A.2.5.

1. [] Mount the GNSS digital board above the spacers;
2. [] Mount 4 spacers M3-13mm in the rods;

A.2.7 I7: I6 + top structure (ring A) + round nuts.

PART: 1x ring A, 4x round nuts, item A.2.6.

1. [] Mount the ring A structure above the spacers using the round nuts;

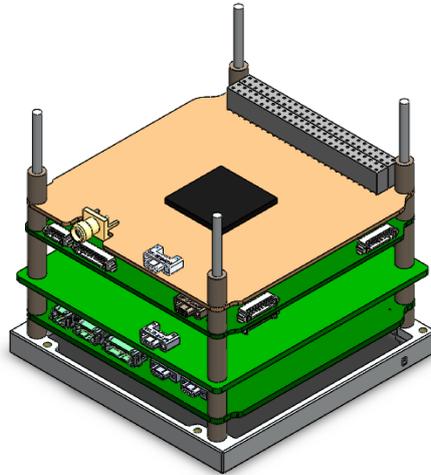


Figure A.23: Structure + GNSS front-end board + spacers.

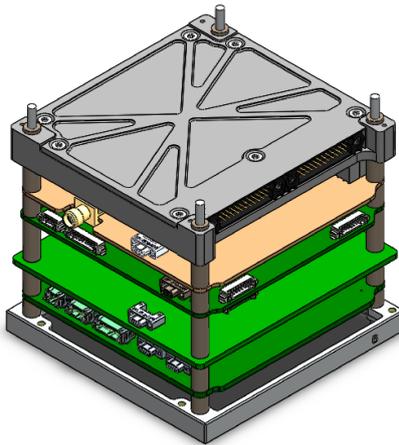


Figure A.24: Structure + GNSS digital board + spacers.

A.2.8 I8: I7 + GR716 cable.

PART: GR716 cable, item A.2.7.

1. [] Attach the GR716 cable in the CN_x of GR740 board and the CN_y of the GR716 board;

A.2.9 I9: I8 + Brave cable.

PART: Brave cable, item A.2.8.

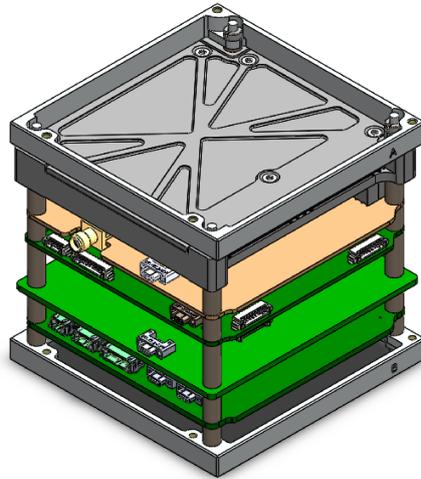


Figure A.25: complete structure.

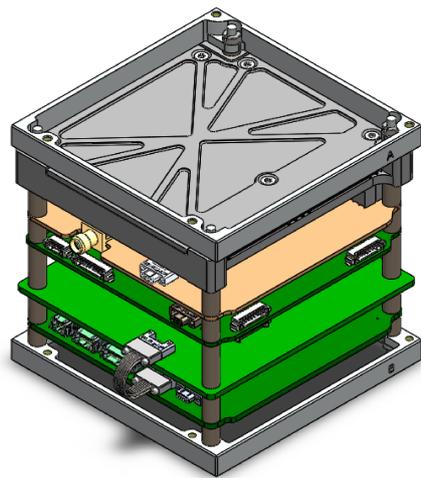


Figure A.26: Structure + GR716 cable.

1. [] Attach the Brave cable in the **CNx** of GR740 board and the **CNy** of the Brave board;

A.2.10 I10: I9 + GNSS cable.

PART: GNSS cable, item A.2.9.

1. [] Attach the GNSS cable in the **CNx** of GR740 board and the **CNy** of the GNSS board;

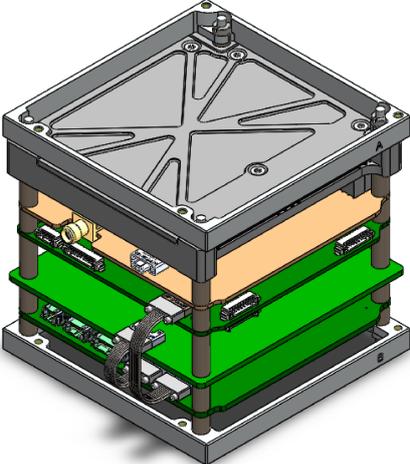


Figure A.27: Structure + Brave cable.

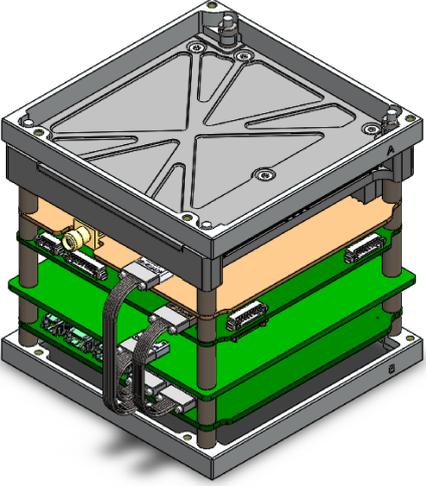


Figure A.28: Complete assembly.

B. Payload Tests Procedures

B.1 T1: Dimension

Table B.1: T1: Dimension - Procedure

Objective	The purpose of this test is to verify the final dimensions of the mounted payload.
Environment	To perform this test a Pachymeter with less than or equal to 0.5mm of accuracy is needed.
Test Steps	Description
1	Measure the width of the payload with the Pachymeter.
2	Annotate the results.
3	Measure the height of the payload with the Pachymeter.
4	Annotate the results.
5	Measure the depth of the payload with the Pachymeter.
6	Annotate the results.
Success Criteria	The assembled payload shall have 10cm of height, 10cm of width, and 10cm of depth.

B.2 T2: Mass

Table B.2: T2: Mass - Procedure

Objective	The purpose of this test is to verify the mass of the payload.
Environment	To perform this verification a mass balance is required. This equipment shall be less than or equal to 1g of accuracy and shall be correctly calibrated.
Test Steps	Description
1	Turn ON the mass balance equipment.
2	Place the payload in the middle of the weighting plate.
3	Annotate the results.
Success Criteria	The payload shall weigh less than 1.33kg.

B.3 T3: Gravity Center

Table B.3: T3: Gravity Center - Procedure

Objective	The purpose of this test is to verify the gravity center of the payload.
Environment	To perform this test an equipment based on pendulum effect with accuracy of $\pm 2.5\text{mm}$ along the launch axis and $\pm 1\text{mm}$ along the other axes.
Test Steps	Description
1	Place the payload following the equipment setup procedure.
2	Measure the gravity center.
3	Annotate the results.
Success Criteria	The gravity center shall be less than TBD.

B.4 T4: Electrical - Functional

Two EGSEs are used during the functional tests: umbilical; and RF module. Both EGSEs serve as interfaces to connect the payload to the host computer. The software

running on the host computer performs the functional verification of the payload. The EGSEs operation is described in Appendix D and Appendix C.

Table B.4: T4: Electrical - Functional - Procedure

Objective	The purpose of this test is to verify the payload functional behaviour.
Environment	To perform this test both EGSEs are needed and shall be connected to the payload.
Test Steps	Description
1	Activate the payload.
2	Wait for boot cycle.
3	Annotate time for the performed boot cycle.
4	Through the EGSE, send Ping command to the payload.
5	Annotate payload response.
6	Through the EGSE, send Telemetry command to the payload.
7	Annotate payload response.
8	Through the EGSE, send Reboot command to the payload.
9	Annotate payload response.
10	Through the EGSE, send Demo command to the payload.
11	Annotate payload response.
Success Criteria	<p>To consider this functional test as succeeded, the following criteria shall be achieved:</p> <ol style="list-style-type: none"> 1 - Time to reboot shall be less than TBD seconds. 2 - Payload shall respond Ping command with a full response (all boards). 3 - Payload shall respond Telemetry command with a full response (all boards). 4 - Payload shall respond Reboot command and perform a reboot cycle correctly. 5 - Payload shall respond Demo command with a full response (all boards).

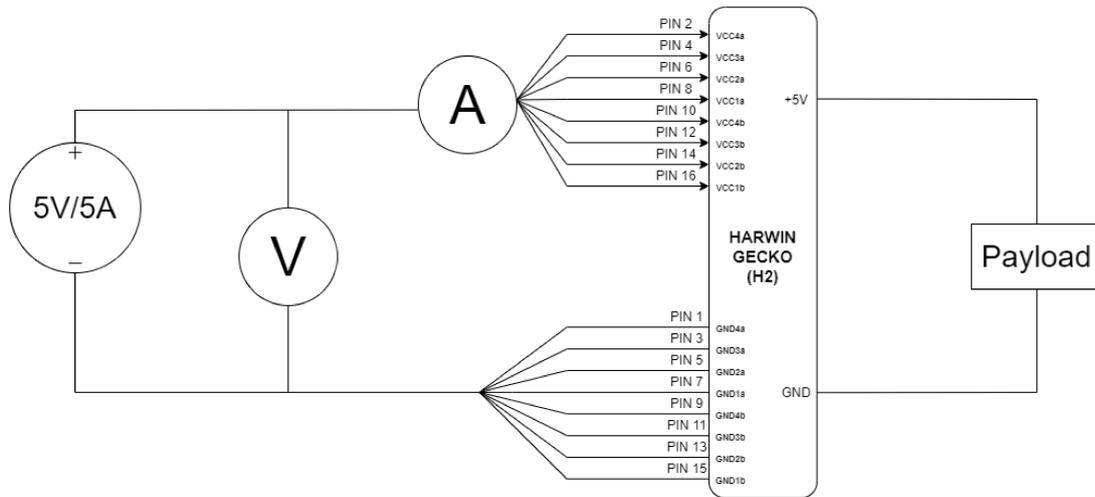


Figure B.1: Circuit for Power Measurement.

B.5 T5: Electrical - Power

In order to perform the payload power consumption and source voltage test, the test circuit shown in Figure B.1 is provided.

The test procedure to be conducted for the power consumption test is listed in Table B.5.

B.6 T6: EMC: Radiation Emission (RE)

For EMC Radiation Emission test levels, refer to ECSS-E-ST-20-7 clause 5.4. The duration can be found at ECSS-E-ST-20-7 clause 5.4. The number of applications shall be one (1).

B.7 T7: EMC: Conducted Emission (CE)

For EMC Conducted Emission test levels, refer to ECSS-E-ST-20-7 clause 5.4. The duration can be found at ECSS-E-ST-20-7 clause 5.4. The number of applications shall be one (1).

B.8 T8: EMC: Radiation Susceptibility (RS)

For EMC Radiation Susceptibility test levels, refer to ECSS-E-ST-20-7 clause 5.4. The duration can be found at ECSS-E-ST-20-7 clause 5.4. The number of applications shall be one (1).

Table B.5: T5: Electrical - Power - Procedure

Objective	The purpose of this test is to ensure the power consumption, voltage and current provided to the payload.
Environment	To perform this test, both EGSEs and test circuit (B.1) shall be connected to the payload. Both voltmeter and current probe shall have resolution of 6 digits.
Test Steps	Description
1	Activate the payload.
2	Wait for boot.
3	After boot procedure is completed, annotate the measured values from instruments (voltmeter and current probe).
4	In EGSE, send Demo command to the payload.
5	Annotate the measured values from instruments (voltmeter and current probe) during all of this procedure.
6	In EGSE, send Shutdown command to the payload.
Success Criteria	1. The payload shall consume less than 20W at a constant voltage level of 5V.

B.9 T9: EMC: Conducted Susceptibility (CS)

For EMC Conducted Susceptibility test levels, refer to ECSS-E-ST-20-7 clause 5.4. The duration can be found at ECSS-E-ST-20-7 clause 5.4. The number of applications shall be one (1).

B.10 T10: Random Vibration

For the Random Vibration envelope for Cubesat qualification and GEVS, refer to ESA-TECSP-TN-014252 Section 2.1.1 [AD7]. For the Random Vibration procedure, refer to ECSS-E-ST-10-03C Section 6.5.2.7 [AD4], considering the tailoring described in 6.3 in [AD8], where:

- Acceptance test levels and duration, see [AD4] item 5 Table 6-6
- Allowable tolerances, see [AD4] Table 4-1
- Test accuracies, see [AD4] Table 4-2

B.11 T11: Sine Vibration

For the Sine Vibration envelope for Cubesat qualification and GEVS, refer to ESA-TECSP-TN-014252 Section 2.1.2 [AD7]. For the Sine Vibration procedure, refer to ECSS-E-ST-10-03C Section 6.5.2.8 [AD4], where:

- Acceptance test levels and duration, see [AD4] Table 6-6 item 6
- Allowable tolerances, see [AD4] Table 4-1
- Test accuracies, see [AD4] Table 4-2

B.12 T11: Thermal vacuum bakeout

B.12.1 Setup profile

The tests will be carried out with the payload fully assembled and integrated.

Vacuum-thermal tests will be performed with payload functionally energized and monitored. So, the specimen must be without the RBF pin and with the Kill Switches disabled (activating the satellite).

The specimen must be hung by nylon wires inside the thermal chamber so that the antennas, if opened do not reach the inside of the chamber.

The specimen should be cleaned with isopropyl alcohol and pressurized with nitrogen before vacuum-thermal tests.

Temperature sensors

Thermocouples should be positioned in the most critical components of each subsystem (whenever possible). The payload will be instrumented according to the following criteria:

- Whenever possible, use two thermocouples (one redundant);
- A thermocouple outside each solar panel;;
- A thermocouple over one of the structure rods;

B.12.2 Tolerances

The maximum tolerances allowed for each vacuum-thermal test are specified in table B.6.

Table B.6: Tolerances of vacuum-thermal tests.

Parameters	Tolerance
Temperature from -40°C to $+85^{\circ}\text{C}$	$T_{\text{max}}^{-3}_0$ $T_{\text{min}}^{-3}_0$
Temperature under -40°C or over $+85^{\circ}\text{C}$	$T_{\text{max}}^{-4}_0$ $T_{\text{min}}^{-4}_0$
Pressure $> 1.3 \text{ hPa}$	$\pm 15\%$
$1.3 \cdot 10^{-3} \text{ hPa}$ to 1.3 hPa	$\pm 30\%$
$< 1.3 \cdot 10^{-3} \text{ hPa}$	$\pm 80\%$

Table B.7: T11: Thermal vacuum bakeout - Procedure

Objective	The objective is to perform the bake-out procedure on the target payload.
Environment	The target equipment shall be placed into a vacuum-chamber which needs to provide constant temperature over time and stabilised pressure lower than 10^{-5} Pa
Test Steps	Description
1	After completing the section B.12.1, mount the Temperature Sensors in the specified positions (section B.12.1), and setup the EGSEs (section B.4). The vacuum-chamber shall be setup (accordingly to the Tolerances section (B.12.2) with the specified temperature and pressure written in the environment section of this test).
2	After setting up the equipment inside the chamber and configuring other parameters the test is ready to be executed.
3	Boot the board and initialize the procedure.
4	Record the data.
Success Criteria	The equipment shall not present any damage in any Functional Test.

B.13 T12: Thermal vacuum cycle

The thermal tests described in Section 6.5.4 in [AD4] are applicable, but items a, k and q in 6.5.4.1. Sections 6.5.4.3 and 6.5.4.4 are also excluded. The full compilation of TVAC tailoring is available in Appendix ?? [AD8].

B.14 T13: Visual inspection

Table B.8: T13: Visual inspection - Procedure

Objective	The purpose of the Inspection test is to verify if all the boards are correctly integrated and connected within the payload structure.
Environment	To perform this test you shall refer to the figures in section A.2 of this document.
Test Steps	Description
1	Verify the bottom side of the payload. This side shall have a bottom structure, four rods attached to it by the round nuts and four spacers.
2	Annotate if the inspected components are present.
3	Verify the top side of the payload, which shall have a top structure attached to four round nuts positioned at the top of the rods.
4	Annotate if the inspected components are present.
5	Verify the installed boards. From bottom to the top, the first board shall be the GR716 board, the second board shall be the GR740, the third board shall be the BRAVE board, the fourth board shall be the GNSS Front-End board, and the last board shall be the GNSS Digital Board.
6	Annotate if the inspected components are present.
7	Verify the presence of spacers between the installed boards. Each board shall have four spacers between the previous board (or structure) and the next board (or structure).
8	Annotate if the inspected components are present.
9	Verify the GR716 board connection cable. The cable shall be connected to the TBC connector of the GR716 board and the other end shall be connected to the TBC connector of GR740 board
10	Annotate if the inspected components are present.
11	Verify the BRAVE board connection cable. The cable shall be connected to the CN1 connector of the BRAVE board and the other end shall be connected to the TBC connector of the GR740 board.
12	Annotate if the inspected components are present.

13	Verify the GNSS Front-End board connection cable. The cable shall be connected to the TBC connector of the GNSS Front-End board and the other end shall be connected to the TBC connector of the GR740 board.
14	Annotate if the inspected components are present.
15	Verify the GNSS Digital board connection cable. The cable shall be connected to the TBC connector of the GNSS Digital board and the other end shall be connected to the TBC connector of the GR740 board.
16	Annotate if the inspected components are present.
17	Verify the PSU connection cable. The cable shall be connected to the TBC connector of the GNSS Digital board and the other end shall be connected to the TBC connector of the PSU board.
18	Annotate if the inspected components are present.
Success Criteria	All components shall be installed in the payload structure.

C. Appendix: EGSE Umbilical operation

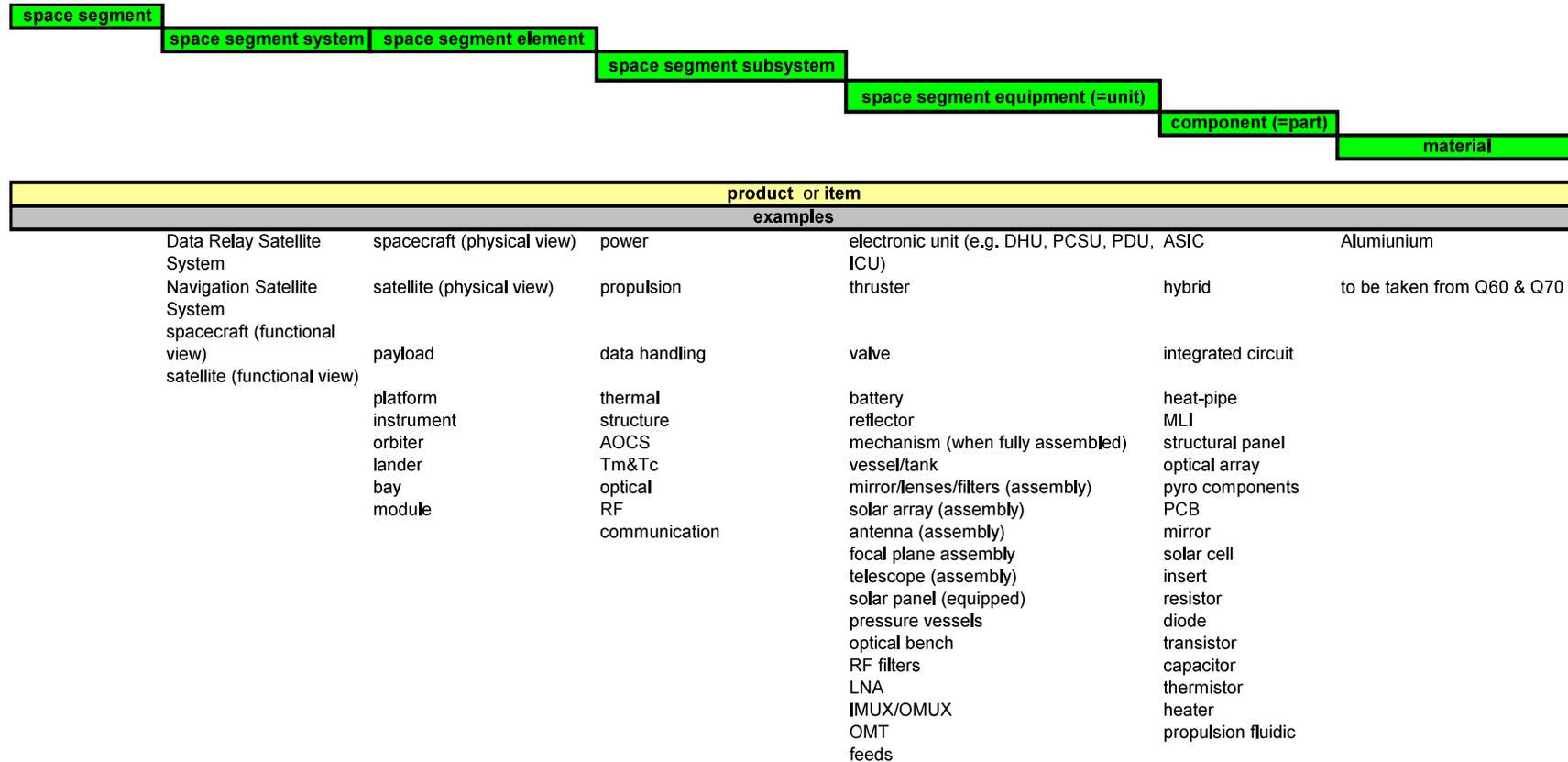
TBD

D. Appendix: EGSE RF operation

TBD

ANEXO A – SEGMENTAÇÃO DE SISTEMAS ESPACIAIS DEFINIDA PELA ECSS

B.1 Space segment



ANEXO B – NÍVEIS E DURAÇÕES DOS TESTES

Table 6-2: Space segment element - Qualification test levels and duration

No	Test	Levels	Duration	Number of applications	NOTES
1	static load	KQ x Limit Load The qualification factor KQ is given in ECSS-E-ST-32-10 clause 4.3.1	As needed to record data	worst combined load cases	Worst combined load cases are determined by analysis
2	Spin	\sqrt{KQ} x spin rate The qualification factor KQ is given in ECSS-E-ST-32-10	As specified by the project.	1 test	
3	Transient	KQ x Limit Load The qualification factor KQ is given in ECSS-E-ST-32-10 clause 4.3.1	As needed to record data	1 test on 3 axis or 1 longitudinal axis	
4	Acoustic	Maximum expected acoustic spectrum +3 dB If margins higher than 3 db are specified by the Launcher Authority, they apply	2 minutes	1 test	
5	Random vibration	Maximum expected spectrum +3 dB on PSD values If margins higher than 3 db are specified by the Launcher Authority, they apply.	2 minutes	on each of 3 orthogonal axes	
6	Sinusoidal vibration	KQ x Limit Load Spectrum The qualification factor KQ is given in ECSS-E-ST-32-10 clause 4.3.1	sweep at 2 Oct/min, 5 Hz - 100 Hz	on each of 3 orthogonal axes	

No	Test	Levels	Duration	Number of applications	NOTES
7	Shock	See Note 1	See Note 2	See Note 3	<p>NOTE 1: Limited to a test where the shock generative device(s) is/are activated. This test is performed with no margins to consolidate the shock specification of the space segment equipment</p> <p>NOTE 2: Duration representative of the expected environment.</p> <p>NOTE 3: A minimum of two firing is recommended.</p> <p>Multi firing reduces uncertainty linked to firing-to-firing variability.</p>
8	Micro vibration susceptibility	Maximum predicted environment	As needed for susceptibility determination	As specified by the project.	
9	Proof pressure	$j_{\text{proof}} \times \text{MDP}$ For the proof factor (j_{proof}), apply ECSS-E-ST-32-02 Tables 4-1 to 4-9.	5 minutes minimum hold time	1 test	The MDP to be used is the one of the weakest equipment composing the pressurized subsystem (i.e. the lowest one)
10	Pressure Cycling	From zero to MDP differential pressure	50 cycles or 4 x the number of planned pressure cycles expected in one service life, whichever is greater.	1 test	

No	Test	Levels	Duration	Number of applications	NOTES
11	Design burst pressure	$j_{burst} \times MDP$ For the burst factor (j_{burst}), apply ECSS-E-ST-32-02 Tables 4-1 to 4-9.	30 seconds as minimum	1 test	
12	Leak	MDP	to be agreed depending on test method	before and after environmental tests taking into account that one is already performed as part of proof test	
13	Thermal ambient (See Note 1 & 2)	To ensure that all equipment maximum temperatures are: <ul style="list-style-type: none"> - above T^A_{Max}, and - as close as possible to T^Q_{Max}, and - with no equipment temperature above T^Q_{Max} To ensure that all equipment minimum temperatures are: <ul style="list-style-type: none"> - below T^A_{Min}, and - as close as possible to T^Q_{Min}, and - with no equipment temperature below T^Q_{Min} 	4 cycles (See Note 2) or 4 cycles minus the number of cycles performed during the vacuum test	1 test	NOTE 1: Ambient pressure depends on the type of mission (i.e. Mars mission, Venus mission) NOTE 2: Thermal Ambient test without vacuum test is Applicable only to space segment elements that operate under a non-vacuum environment during their lifetime. In assessing this, depressurisation failure should be considered.

No	Test	Levels	Duration	Number of applications	NOTES
14	Thermal vacuum	To ensure that all equipment maximum temperatures are: - above T ^A Max, and - as close as possible to T ^Q Max, and - with no equipment temperature above T ^Q Max To ensure that all equipment minimum temperatures are: - below T ^A Min, and - as close as possible to T ^Q Min, and - with no equipment temperature below T ^Q Min	4 cycles or 1 or more cycles if combined with ambient cycles (see Note 1 & 2)	1 test	NOTE 1: Thermal vacuum and thermal ambient tests are both performed for space segment elements that operate under a non-vacuum environment after having been exposed to vacuum. NOTE 2: Number of cycles and operating condition in Vacuum and Ambient will be selected based on mission profile.
15	EMC	Apply ECSS-E-ST-20-07 clause 5.3 and EMCCP.	Apply the project EMCCP (produced in conformance with ECSS-E-ST-20 Annex A)	1 test	
16	Passive intermodulation	Apply ECSS-E-ST-20 clause 7.4	Apply ECSS-E-ST-20 clause 7.4	1 test	

ANEXO C – TOLERÂNCIAS DOS TESTES

Table 4-1: Allowable tolerances

Test parameters	Tolerances	
	Low	High
1. Temperature		
above 80K	Tmin +0/-4 K	Tmax -0/+4 K
T< 80 K	Tolerance to be defined case by case	
2. Relative humidity	± 10 %	
3. Pressure (in vacuum chamber)		
> 1,3 hPa	± 15 %	
1,3 10 ⁻³ hPa to 1,3hPa	± 30 %	
< 1,3 10 ⁻³ hPa	± 80 %	
4. Acceleration (steady state) and static load	-0 / +10 %	
5. Sinusoidal vibration		
Frequency (5 Hz to 2000 Hz)	± 2 % (or ±1 Hz whichever is greater)	
Amplitude	± 10 %	
Sweep rate (Oct/min)	± 5 %	
6. Random vibration		
Amplitude (PSD, frequency resolution better than 10Hz)		
20 Hz - 1000 Hz	-1 dB / +3 dB	
1000 Hz - 2000 Hz	± 3 dB	
Random overall g r.m.s.	± 10 %	
7. Acoustic noise		
Sound pressure level, Octave band centre (Hz)		
31,5	-2 dB /+4 dB	
63	-1 dB /+3 dB	
125	-1 dB /+3 dB	
250	-1 dB /+3 dB	
500	-1 dB /+3 dB	
1000	-1 dB /+3 dB	
2000	-1 dB /+3 dB	
Overall	-1 dB /+3 dB	
Sound pressure level homogeneity per octave band	+/- 2 dB	
8. Microvibration		
Acceleration	±10 %	

Test parameters	Tolerances
Forces or torque	$\pm 10\%$
9. Audible noise (for Crewed Element only)	
Sound-power (1/3 octave band centre frequency)	
32,5 Hz - 160 Hz	± 3 dB
160 Hz – 16 kHz	± 2 dB
9. Shock	
Response spectrum amplitude (1/12 octave centre frequency or higher)	
Shock level	- 3 dB/ + 6 dB 50 % of the SRS amplitude above 0 dB
10. Solar flux	
in reference plane	$\pm 4\%$ of the set value
in reference volume	$\pm 6\%$ of the set value
11. Infrared flux	
Mean value	$\pm 3\%$ on reference plane(s)
12. Test duration	-0/+10 %

ANEXO D – PRECISÃO DOS TESTES

Table 4-2: Test accuracies

Test parameters	Accuracy
1. Mass	
Space segment equipment and space segment element	$\pm 0,05 \%$ or 1 g whatever is the heavier
2. Centre of gravity (CoG)	
Space segment equipment	Within a 1 mm radius sphere
Space segment element	$\pm 2,5$ mm along launch axis ± 1 mm along the other 2 axes
3. Moment of inertia (MoI)	
Space segment equipment and Space segment element	$\pm 3 \%$ for each axis
4. Leak rate	
	One magnitude lower than the system specification, in $\text{Pa m}^3 \text{s}^{-1}$ at standard conditions (1013,25 Pa and 288,15 K).
5. Audible noise (for Crewed Element only)	
32,5 Hz to 160 Hz	± 3 dB
160 Hz to 16 kHz	± 2 dB
6. Temperature	
above 80 K	± 2 K
$T < 80$ K	Accuracy to be defined case by case
7. Pressure (in vacuum chamber)	
$> 1,3$ hPa	$\pm 15 \%$
$1,3 \cdot 10^{-3}$ hPa to 1,3 hPa	$\pm 30 \%$
$< 1,3 \cdot 10^{-3}$ hPa	$\pm 80 \%$
8. Acceleration (steady state) and static load	
	$\pm 10 \%$
9. Frequency for mechanical tests	
	$\pm 2 \%$ (or ± 1 Hz whichever is greater)
10. Acoustic noise	
	$\pm 0,1$ dB
11. Strain	
	$\pm 10 \%$
12. EMC	
	See ECSS-E-ST-20-07 clause 5.2.1.
13. ESD	
	See ECSS-E-ST-20-06 See ECSS-E-ST-20-07 clause 5.2.1 for ESD test on space segment equipment.