



Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA
Engenharia Aeroespacial

On-Board Data Handling: Projeto de um Computador de Bordo Para Pequenos Satélites

Autor: Guilherme Silva Lionço
Orientador: Titulação Acadêmica e Nome do Orientador

Brasília, DF
2018



Guilherme Silva Lionço

On-Board Data Handling: Projeto de um Computador de Bordo Para Pequenos Satélites

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: Titulação Acadêmica e Nome do Orientador

Coorientador: quando houver, Titulação Acadêmica e Nome do Orientador

Brasília, DF

2018

Guilherme Silva Lionço

On-Board Data Handling: Projeto de um Computador de Bordo Para Pequenos Satelites/ Guilherme Silva Lionço. – Brasília, DF, 2018-

65 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Titulação Acadêmica e Nome do Orientador

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA , 2018.

1. Palavra-chave01. 2. Palavra-chave02. I. Titulação Acadêmica e Nome do Orientador. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. On-Board Data Handling: Projeto de um Computador de Bordo Para Pequenos Satelites

CDU 02:141:005.6

Guilherme Silva Lionço

On-Board Data Handling: Projeto de um Computador de Bordo Para Pequenos Satélites

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 01 de junho de 2013 – Data da aprovação do trabalho:

Titulação Acadêmica e Nome do Orientador
Orientador

Titulação e Nome do Professor
Convidado 01
Convidado 1

Titulação e Nome do Professor
Convidado 02
Convidado 2

Brasília, DF
2018

A dedicatória é opcional. Caso não deseje uma, deixar todo este arquivo em branco.

*Este trabalho é dedicado às crianças adultas que,
quando pequenas, sonharam em se tornar cientistas.*

Agradecimentos

A inclusão desta seção de agradecimentos é opcional, portanto, sua inclusão fica a critério do(s) autor(es), que caso deseje(em) fazê-lo deverá(ão) utilizar este espaço, seguindo a formatação de *espaço simples e fonte padrão do texto (sem negritos, aspas ou itálico)*.

Caso não deseje utilizar os agradecimentos, deixar toda este arquivo em branco.

“Nunca guarde o conhecimento.

Guardado enaltece o ego, partilhado enobrece o ser.

Guardado morre inerte, partilhado vive ativo.

Guardado vale apenas àquilo que é, partilhado vale aquilo em que pode se tornar.

Transmitir o que se sabe é eternizar a existência.”

(Fernando Pinheiro)

Resumo

O resumo deve ressaltar o objetivo, o método, os resultados e as conclusões do documento. A ordem e a extensão destes itens dependem do tipo de resumo (informativo ou indicativo) e do tratamento que cada item recebe no documento original. O resumo deve ser precedido da referência do documento, com exceção do resumo inserido no próprio documento. (...) As palavras-chave devem figurar logo abaixo do resumo, antecedidas da expressão Palavras-chave:, separadas entre si por ponto e finalizadas também por ponto. O texto pode conter no mínimo 150 e no máximo 500 palavras, é aconselhável que sejam utilizadas 200 palavras. E não se separa o texto do resumo em parágrafos.

Palavras-chaves: latex. abntex. editoração de texto.

Abstract

This is the english abstract.

Key-words: latex, abnTeX, text editoration.

Lista de ilustrações

| | |
|--|----|
| Figura 1 – Cronograma do Trabalho de Pesquisa. | 26 |
| Figura 2 – Categoria de Pequenos Satélites e alguns exemplos (BARNHART, 2008, pag. 42). | 27 |
| Figura 3 – Lançamento de pequenos satélites entre 1995 e 2014 (WEKERLE; FLHO, 2017,pag. 3). | 28 |
| Figura 4 – Algumas variações de CubeSat (MABROUK, 2017). | 29 |
| Figura 5 – Especificações Estruturais para um CubeSat 3U+ (CUBESAT PROGRAM, 2014, p.31). | 30 |
| Figura 6 – Arquitetura de um Satélite, Adaptado de (ADDAIM; KHERRAS ; ZANTOU, 2010, pag. 6). | 32 |
| Figura 7 – Estrutura 3U Padrão Nano Avionics (NANO AVIONICS, 2018). | 32 |
| Figura 8 – Principais componentes de um EPS (CUBESTAR, 2018). | 32 |
| Figura 9 – Componentes ADCS da empresa Clyde Space (CLYDE SPACE, 2018). | 33 |
| Figura 10 – Componentes TT&C da empresa EnduroSat (ENDUROSAT, 2018a). | 33 |
| Figura 11 – Computador de bordo da empresa EnduroSat (ENDUROSAT, 2018b). | 33 |
| Figura 12 – Arquitetura do OBDH do FloripaSat(FLORIPASAT,2016, pag. 45). | 35 |
| Figura 13 – Arquitetura do OpenOBC (OPENOBC, 2017, pag.28). | 36 |
| Figura 14 – Arquitetura do FM430 (PUMPKIN, 2008, pag.6). | 37 |
| Figura 15 – PCB Padrão PC104 8-bits (PC/104 Embedded Consortium, 2008,pag.15). | 38 |
| Figura 16 – Classificação dos efeitos da Radiação Espacial. | 39 |
| Figura 17 – Wavelets correlation coefficients | 47 |

Lista de tabelas

| | |
|--|----|
| Tabela 1 – Propriedades obtidas após processamento | 48 |
| Tabela 2 – Requisitos do OBC | 58 |

Lista de abreviaturas e siglas

Fig. Area of the i^{th} component

456 Isto é um número

123 Isto é outro número

lauro cesar este é o meu nome

List of symbols

Γ Greek letter Gamma

Λ Lambda

ζ Greek letter minuscule zeta

\in Pertains

Sumário

| | | |
|----------|--------------------------------------|-----------|
| 1 | INTRODUÇÃO | 25 |
| 1.1 | Contexo e Justificativa | 25 |
| 1.2 | Objetivos | 25 |
| 1.3 | Metodologia | 25 |
| 2 | REFERENCIAL BIBLIOGRÁFICO | 27 |
| 2.1 | Pequenos Satélites | 27 |
| 2.2 | Padrão CubeSat | 29 |
| 2.3 | Principais Subsistemas de um CubeSat | 31 |
| 2.4 | Visão Geral de um OBDH | 34 |
| 2.4.1 | Computadores de Bordo Existentes | 34 |
| 2.5 | Padrão PC/104 | 37 |
| 2.6 | Ambiente Espacial | 38 |
| 2.6.1 | Radiação Espacial | 39 |
| 2.6.2 | Categoria de Componentes | 40 |
| I | TEXTO E PÓS TEXTO | 43 |
| 3 | ELEMENTOS DO TEXTO | 45 |
| 3.1 | Corpo do Texto | 45 |
| 3.2 | Títulos de capítulos e seções | 45 |
| 3.3 | Notas de rodapé | 45 |
| 3.4 | Equações | 46 |
| 3.5 | Figuras e Gráficos | 46 |
| 3.6 | Tabela | 48 |
| 3.7 | Citação de Referências | 49 |
| 4 | ELEMENTOS DO PÓS-TEXTO | 51 |
| 4.1 | Referências Bibliográficas | 51 |
| 4.2 | Anexos | 51 |
| | REFERÊNCIAS | 53 |

| | |
|---|-----------|
| APÊNDICES | 55 |
| APÊNDICE A – REQUISITOS DO OBC | 57 |
| APÊNDICE B – SEGUNDO APÊNDICE | 59 |
| ANEXOS | 61 |
| ANEXO A – PRIMEIRO ANEXO | 63 |
| ANEXO B – SEGUNDO ANEXO | 65 |

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contexo e Justificativa

O Instituto de Aviação Polonês (ILOT, do polonês *Instytut Lotnictwa*) e a Universidade de Brasília decidiram firmar uma cooperação tecnologia, em novembro de 2014. Entre várias oportunidades, essa cooperação possibilita estágios para alunos de graduação em Engenharia Aeroespacial no Instituto de Aviação de Varsóvia. Uma nova proposta está sendo discutida entre os pesquisadores das duas instituições, visando a criação de uma missão 3U CubeSat para Observação da Terra.

Um projeto desse porte abre portas para várias oportunidades de pesquisa na área de subsistemas satelitais. Alguns estudos já estão sendo realizados, com o intuito de oferecer soluções para essa futura missão. O presente trabalho faz parte dessa série de pesquisas e possui o intuito de realizar a construção de um computador de bordo (OBDH, do inglês *On-Board Data Handling*) para pequenos satélites.

1.2 Objetivos

Este trabalho tem como objetivo principal o desenvolvimento de um OBDH para o controle e gerenciamento de um CubeSat. Os objetivos específicos são:

- Controle de uma Câmera CMOS;
- Controle de um PPT (do inglês *Pulsed Plasma Thruster*);
- Garantir uma subsistema com um alto nível de confiança, mesmo não utilizando dispositivos resistentes à radiação;
- Divulgação da pesquisa na plataforma GitHub.

1.3 Metodologia

Inicialmente será realizada uma pesquisa bibliográfica, para reunir informações que darão base ao projeto. Nessa fase será analisado: ambiente espacial; pequenos satélite, mais especificamente os CubeSats; OBDH, tanto *hardware* quanto *software*, de missões passadas e disponíveis à venda.

Após a pesquisa bibliográfica, será realizado o levantamento dos requisitos da missão com o intuito de definir as funcionalidades e delimitar o escopo.

Logo em seguida, será feito o projeto preliminar do sistema. Para a parte de *hardware*, será escolhido: o microcontrolador, sensores, memória; etc. Já para o *software*, será escolhido: a arquitetura, linguagem de programação, sistema operacional; etc. Vale ressaltar que optou-se por uma concepção conjunta (do inglês *Co-Design*) do hardware e software, em que o desenvolvimento do hardware e software acontece simultaneamente.

Em paralelo ao estudo preliminar, serão realizados testes em protoboard, visando a validação de alguns subsistemas separadamente. Essa fase é de extrema importância pois aumenta as chances do sistema funcionar nas fases de prototipagem final. Os códigos para cada subsistema serão testados e, em seguida, unidos em um único código.

Por fim, após a validação do sistema em protoboard, será feito o projeto final do sistema. Para a parte de *hardware*, serão entregues os esquemáticos, layout da PCB (do inglês *Printed Circuit Board*), BOM (do inglês *Bill of Materials*) e simulações de circuitos analógicos. Para a parte de *software*, será entregue a arquitetura do código, diagrama UML (do inglês *Unified Modeling Language*) e fluxograma das rotinas.

O TCC2 visará a criação da placa de circuito impresso, prototipagem, teste da placa, alterações finais e, por fim, a entrega do produto final. A figura abaixo mostra o fluxograma para o projeto do OBDH.

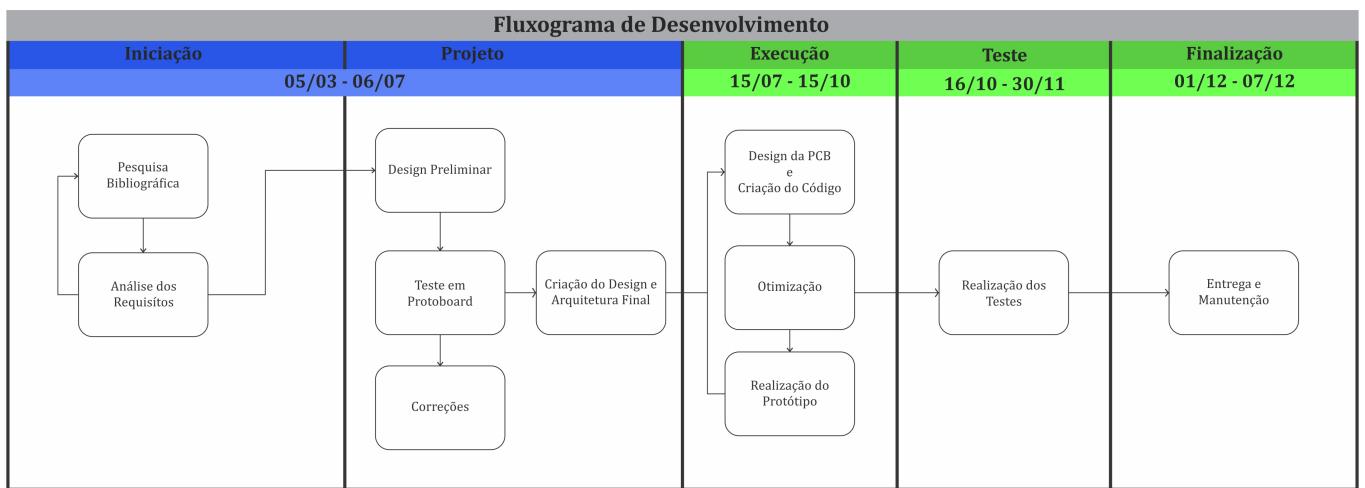


Figura 1 – Cronograma do Trabalho de Pesquisa.

2 REFERENCIAL BIBLIOGRÁFICO

Esta seção visa oferecer uma introdução aos conceitos básicos para o entendimento deste trabalho de pesquisa. Inicialmente será mostrado a categoria de pequenos satélites e a concepção do padrão CubeSat. Logo em seguida, será mostrado os principais subsistemas de um CubeSat, dando ênfase no computador de bordo. Será mostrado a importância do barramento PC104 e as interferências do ambiente espacial em sistemas embarcados (FROST; AGASID, 2015).

2.1 Pequenos Satélites

O termo “pequenos satélites” é designado para caracterizar satélites que possuem massa úmida (massa do satélite mais massa do propelente) inferior a 500 kg. Esta definição cumpre a terminologia estabelecida pelo *Small Space Technology Program* (SSTP) da NASA (FROST; AGASID, 2015). As subcategorias de pequenos satélites, e alguns exemplos de espaçonaves já lançadas, podem ser observadas na figura abaixo.

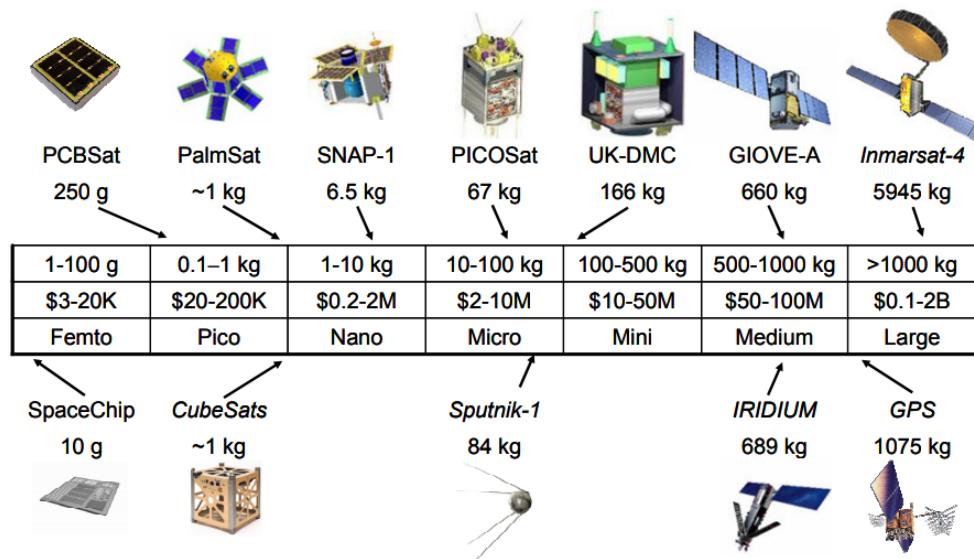


Figura 2 – Categoria de Pequenos Satélites e alguns exemplos (BARNHART, 2008, pag. 42).

As espaçonaves são normalmente agrupadas conforme sua massa. Como visto na figura acima, pequenos satélites podem ser divididos nas seguintes subcategorias: minissatélites com massa entre 100-500kg, microsatélites com massa entre 10-100kg, nanosatélites com massa entre 1-10kg, picosatélites com massa entre 0.1-1kg e femtosatélites com massa entre 1-100g. No limite superior dessa categoria, existem minisatélites como o Globalstar,

satélite de telecomunicações da empresa Globalstar LP, que possui massa úmida de 450 kg (GLOBALSTAR, L.P, 2000). Já no extremo inferior, existem projetos como o KickSat que colocou em órbita 128 femtosatélites com 5g (GRIFFITHS, 2017).

Nas últimas décadas, houve um aumento no lançamento de nanosatélites. Esse crescimento pode ser observado na Figura 3, que mostra a quantidade de pequenos satélites colocados em órbita entre os anos de 1995 e 2014. Fatores como a miniaturização da eletrônica, otimização dos veículos lançadores e crescimento de empresas no setor ajudaram nesse crescimento (FACCHINETTI et al., 2016).

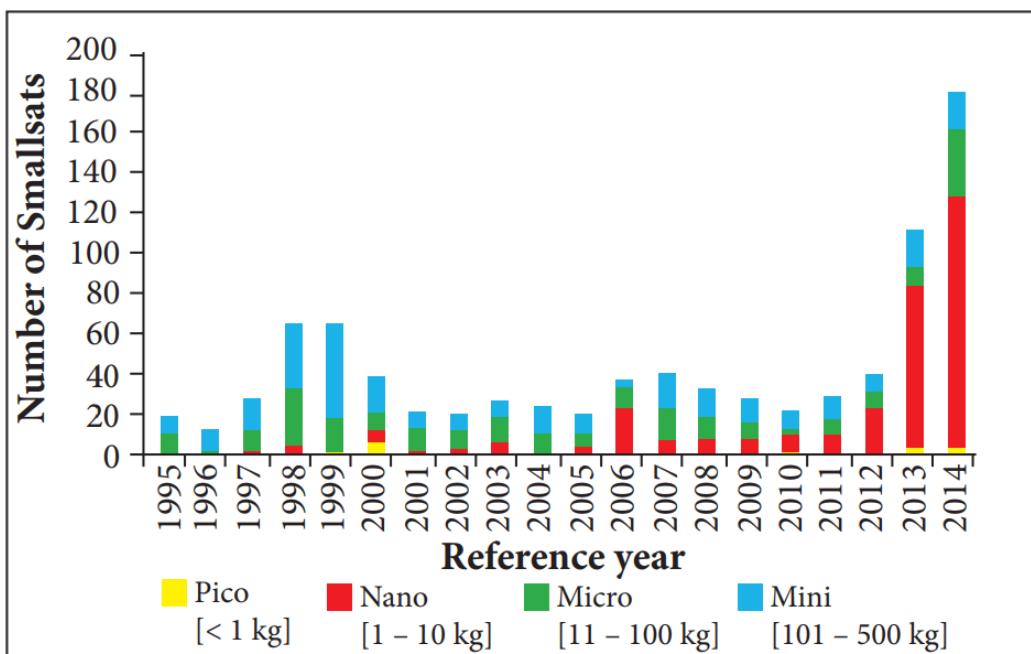


Figura 3 – Lançamento de pequenos satélites entre 1995 e 2014 (WEKERLE; FILHO, 2017, pag. 3).

Fazendo uma análise minuciosa nos sites Nanosatellite Database¹ e Space Launch Report², sites que armazenam dados de missões satelitais, observa-se que em 2007 cerca de 2,6% (9 de 348 satélites) eram CubeSats, já em 2017 aproximadamente 57,6% (295 de 512 satélites). Tendo como base esses dados, pode-se afirmar que os CubeSats ajudaram na popularização dos nanosatélites.

De forma resumida, o CubeSat é um satélite cúbico de 10cm de aresta e que pesa apenas alguns quilogramas, sendo muito utilizado no meio acadêmico. Eles podem ser compostos por um único cubo (uma unidade ou 1U) ou vários cubos combinados formando, por exemplo, unidades 3U ou 6U. A figura abaixo mostra as configurações mais usuais para uma CubeSat (FROST; AGASID, 2015).

¹ KULU, Erik. Nanosatellite Database by Erik. 2018. Disponível em: <<http://www.nanosats.eu/>>. Acesso em: 14 maio 2018.

² N2YO. Browse Satellites by Launch date. 2018. Disponível em:<<https://www.n2yo.com/browse/>>. Acesso em: 14 maio 2018.

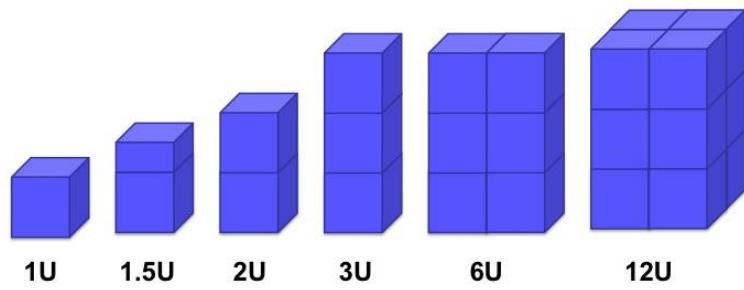


Figura 4 – Algumas variações de CubeSat (MABROUK, 2017).

2.2 Padrão CubeSat

O padrão CubeSat começou como um esforço colaborativo entre Jordi Puig-Suari, professor na Universidade Politécnica da Califórnia (CalPoly), e Bob Twiggs, professor na Universidade de Stanford. A intenção original era fornecer para a comunidade científica universitária meios mais acessíveis ao espaço (DEEPAK; TWIGGS, 2012).

Twiggs retrata o contexto histórico do desenvolvimento do conceito CubeSat em detalhes no seu artigo “*Origin of CubeSat*” (TWIGGS, 2008). Em resumo, o abandono radical do design tradicional de satélites, ocasionado pelo CubeSat, começou após o lançamento bem-sucedido do *Orbiting Picosatellite Automatic Launcher* (OPAL), projeto liderado por Twiggs, que pôs em órbita seis hockey picosatélites. Inspirado por esse sucesso, Twiggs explorou um design maior e mais cúbico para suportar mais capacidade. Ele encontrou o modelo perfeito para seu novo design em uma loja varejo, uma embalagem cúbica de 10 cm para ursinhos de pelúcia. O nanosatélites resultante, foi um cubo medindo 10 cm de aresta e pesando apenas 1 kg, nomeado CubeSat (DEEPAK; TWIGGS, 2012).

Mais tarde naquele ano, Twiggs e Puig-Suari disponibilizaram as especificações para o Padrão CubeSat. Em 2003, Puig-Suari e CalPoly desenvolveram o *Poly-PicoSatellite Orbital Deploye* (P-POD) para lançar até três CubeSats 1U. As primeiras missões CubeSat começaram no mesmo ano do desenvolvimento do P-POD (DEEPAK; TWIGGS, 2012).

Com o passar dos anos, a documentação do CubeSat Standard sofreu algumas alterações. A versão mais atualizada pode ser encontrada em alguns sites, como o Cubesat.org. A Figura 5 mostra as dimensões padronizadas de um CubeSat 3U+ (CUBESAT PROGRAM, 2014). Um ponto a ser mencionado é que o 3U+ foi criado para atender as demandas de sensoriamento remoto, possibilitando colocar uma câmera sem prejudicar o espaço interno da plataforma.

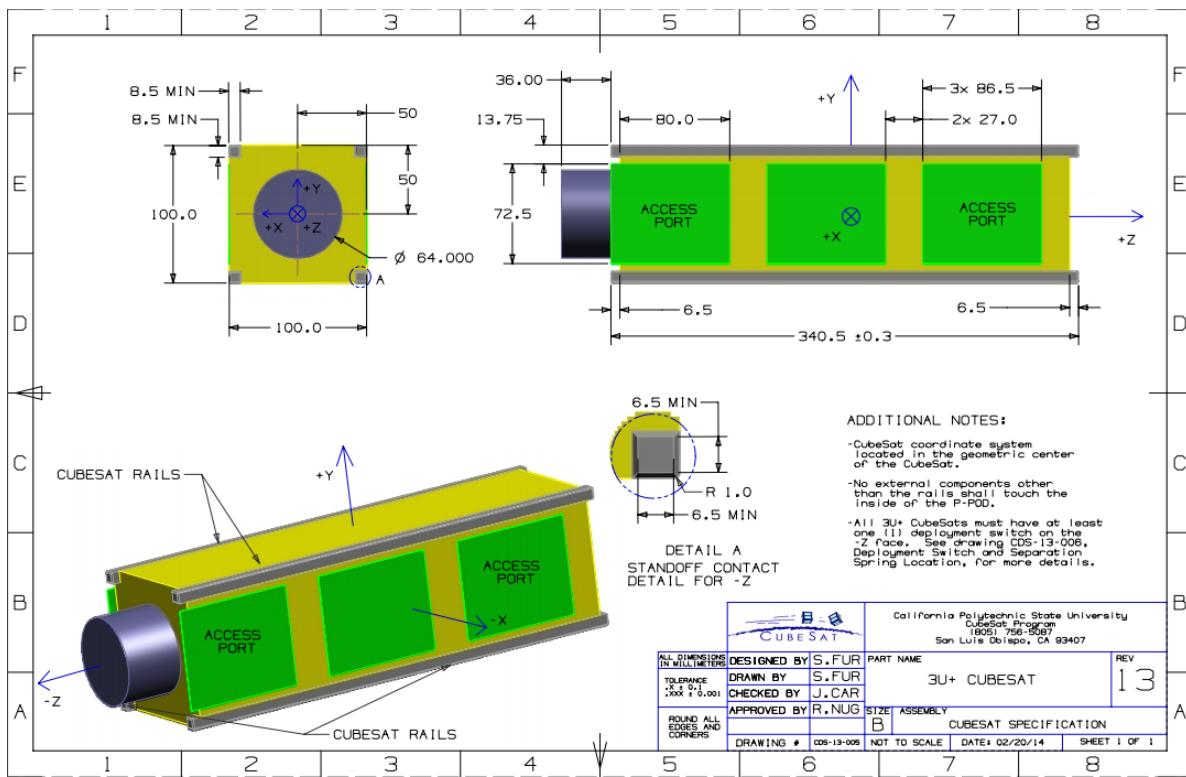


Figura 5 – Especificações Estruturais para um CubeSat 3U+ (CUBESAT PROGRAM, 2014, p.31).

Graças aos CubeSats, muitas universidades possuem seu próprio programa espacial. Porém o uso dessa tecnologia não é exclusiva apenas para grandes universidades; escolas secundárias, ensino médio e escolas primárias puderam desenvolver suas missões (DEEPAK; TWIGGS, 2012). Um exemplo de projetos como esse é o UbatubaSat, que é um CubeSat feito pelos estudantes da escola municipal Tancredo de Almeida Neves, em Ubatuba-SP (FIORAVANTI, 2011). Essa facilidade de acesso ao espaço é em consequência de algumas características que o padrão CubeSat dispõem. Os aspectos mais relevantes da plataforma podem ser sintetizados em sete atributos (ISIS, 2018):

- **Modularidade:** Por possuir um tamanho normatizado, tornou-se possível desenvolver módulos funcionais padronizados, como subsistemas de energia, comunicação, etc. Isso fez com que soluções de prateleira (COTS, do inglês *Commercial off-the-shelf*) fossem amplamente utilizadas no projeto de algumas missões, fazendo com que a implementação se tornasse rápida e barata;
 - **Lançamento:** Os CubeSats são tipicamente lançados no espaço como cargas contidas em conteineres padronizados, por exemplo o P-POD, como um meio de reduzir a complexidade e custos de um lançamento;
 - **Custo:** Geralmente as missões CubeSat são desenvolvidas usando um orçamento baixo;

- **Componentes:** Componentes que não possuem o selo “*Space Qualified*” são frequentemente utilizados e aceitos em missões CubeSat, permitindo uma abordagem de baixo custo e de rápida implementação. O fato de muitas missões CubeSat estarem em órbita baixa e possuírem um tempo de vida curto faz com que o uso desses componentes se torne viável;
- **Desenvolvimento:** Devido à baixa complexidade e escopo limitado, é comum usar metodologias de projeto menos formais. Em algumas circunstâncias, é possível trabalhar em equipes compactas, eliminando a necessidade de pacotes de documentação e outras despesas gerais. Obviamente, um nível mínimo de formalidade e documentação é sempre necessário;
- **Risco:** Tipicamente, a abordagem utilizada em missões CubeSats correm um risco técnico mais elevado oferecendo em troca: custo menor, implementação mais rápida, aplicação mais inovadora, ou um conjunto desses elementos;
- **Nichos de Aplicação:** Os benefícios do padrão CubeSats não são ter boas performances em termos de largura de banda ou resolução espacial, pois não é compatível com as restrições estruturais impostas pelo padrão. Entretanto, quando usado em redes ou constelações, os CubeSats são capazes de fornecer uma resolução temporal a preços acessíveis.

2.3 Principais Subsistemas de um CubeSat

Os CubeSats são formados por duas partes principais, que são: a carga útil e a plataforma. A carga útil é definida de acordo com a missão do satélite, por exemplo: satélites para observação da Terra possuem como carga útil uma câmera; satélites para telecomunicações possuem um rádio; etc. A plataforma tem o objetivo de abrigar a carga útil para que ela funcione normalmente no ambiente espacial. A plataforma é geralmente composta por: *Structural System* (SS), *Electrical Power System* (EPS), *Attitude Determination & Control System* (AODCS), *Telemetry Telecomand Control* (TT&C) e *On-Board Data Handling* (OBDH). A Figura 6 visa ilustrar esses subsistemas (ADDAIM; KHERRAS ; ZANTOU, 2010).

Abaixo há uma breve descrição dos subsistemas e alguns exemplos de componentes comerciais.

Descrição dos Subsistemas:

- **SS:** Esse subsistema visa proteger o satélite dos efeitos do ambiente espacial e servir como interface com o veículo lançador. Esse subsistema deve ser leve e resistente, sem contar que deve blindar ao máximo a radiação espacial. Geralmente o material

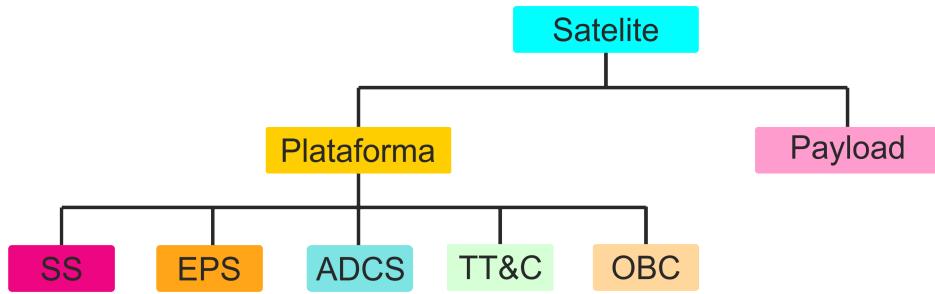


Figura 6 – Arquitetura de um Satélite, Adaptado de (ADDAIM; KHERRAS ; ZANTOU, 2010, pag. 6).

utilizado na estrutura é alguma liga de alumínio. A Figura 7 mostra o Structure Subsystem da Nanoavionics.



Figura 7 – Estrutura 3U Padrão Nano Avionics (NANO AVIONICS, 2018).

- **EPS:** O *Electrical Power System* tem o objetivo de fornecer energia elétrica à todos os subsistemas, inclusive a carga útil. Ele é responsável pela geração, armazenamento e distribuição da energia elétrica. Os principais elementos de um EPS são: baterias, painéis solares e switchs. A Figura 8 é mostra os principais elementos de um EPS.



Figura 8 – Principais componentes de um EPS (CUBESTAR, 2018).

- **AODCS:** Esse subsistema tem o objetivo de garantir que componentes, como a câmeras e antenas, estejam apontados para os alvos predeterminados. Os principais componentes são: rodas de reação, sensores iniciais, fotodiodos e magnetorques. Recentemente estão sendo utilizados módulos PPT (*Pulsed Plasma Thruster*) para compensar o arrasto atmosférico. A Figura 9 é mostra o ADCS (direita) e PPT (esquerda) da empresa Clyde Space.

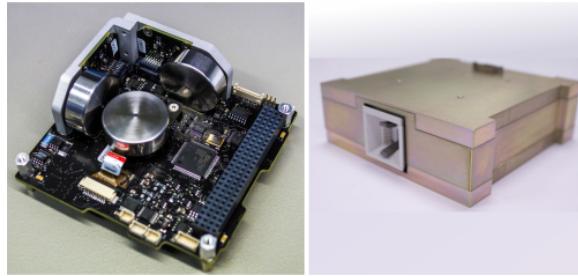


Figura 9 – Componentes ADCS da empresa Clyde Space (CLYDE SPACE, 2018).

- **TT&C:** Esse subsistema tem o intuito de servir como interface entre a estação de solo e o Satélite. Ele envia pacotes de telemetria e dados da payload, e recebe telecomandos da estação terrestre. Os componentes principais desse subsistema são: transceptor e antena. fazer enviar e receber telecomandos com a estação terrestre. A Figura 10 mostra uma antena e um módulo de telecomunicações, respectivamente, da empresa Endurosat.

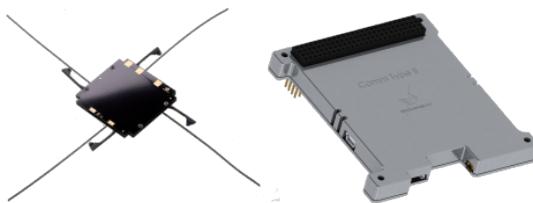


Figura 10 – Componentes TT&C da empresa EnduroSat (ENDUROSAT, 2018a).

- **OBDH:** O satélite precisa de um subsistema capaz de gerenciar todos os outros subsistemas. O OBDH tem o intuito de garantir o funcionamento de todos os subsistemas de acordo com os telecomandos, provindos da estação de solo, e do software embarcado. Os principais componentes são: microcontrolador, sistema operacional e módulo de armazenamento. A Figura 11 mostra o OBC da empresa Endurosat.



Figura 11 – Computador de bordo da empresa EnduroSat (ENDUROSAT, 2018b).

2.4 Visão Geral de um OBDH

O Computador de Bordo é considerado o cérebro do CubeSat e consiste essencialmente de um microcontrolador conectado à outros subsistemas por uma ou mais barramentos de dados e periféricos adicionais. Normalmente, um sistema operacional de tempo real (RTOS) controla todas as aplicações que rodam no microcontrolador e constitui o software de voo de um satélite (LUMBWE, 2013).

As funções mais importantes de um Computador de bordo são exemplificadas abaixo (STRAS et al., 2003):

- Capturar e armazenar dados da telemetria e Payload para a transmissão para a estação de solo;
- Codificar e decodificar pacotes de dados para a estação de solo;
- Processar os telecomandos da estação de solo, incluindo o tempo atraso entre os telecomandos enviados pelo canal de uplink;
- Monitorar os subsistemas, implementando funções de watchdog e re-iniciando subsistemas críticos quando necessário.

2.4.1 Computadores de Bordo Existentes

Essa avaliação tem como objetivo mostrar ao leitor alguns computadores de bordo, utilizados em missões CubeSat, e destacar características relevantes.

• **FloripaSat OBDH**

O projeto FloripaSat, da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), possui um computador de bordo que é responsável pela sincronização de ações e fluxo de dados entre os subsistemas (Payload e EPS) e com o Segmento Terrestre. Esse subsistema é composto por seis submodulos: CPU (MCU: CPU + RAM + Program Flash), memória não volátil, Drivers de controle, unidade de medição inercial (IMU), Sensores de Corrente (sensor de Sol) e interfaces de comunicação (FLORIPASAT,2016).

O sistema responsável pela execução do firmware consiste de SoC que contém uma CPU, Memória RAM e Flash (usado para armazenamento de programas e status dos registradores). O Microcontrolador escolhido foi o MSP430F6659IPZ da Texas Instruments. Tal microcontrolador, conhecido por ter um baixo consumo, possui sete modos de operação de consumo, 4 timers de 16-bits, 12 AD/DA de 12-bits, 6 interfaces de comunicação serial, bloco de real-time clock (RTC) e mais de 74 pinos de I/O. O clock de operação do OBDH é de 32MHz (FLORIPASAT,2016).

Provendo um sistema de redundância, há um monitor de tensão com um Watchdog Timer (FLORIPASAT,2016). A figura abaixo mostra a arquitetura do OBDH do FloripaSat.

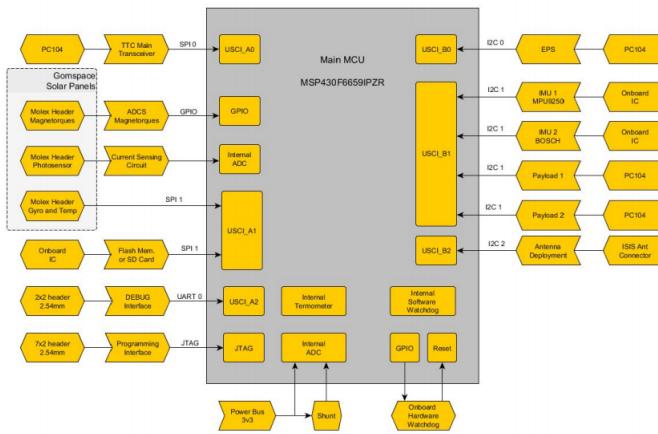


Figura 12 – Arquitetura do OBDH do FloripaSat(FLORIPASAT,2016, pag. 45).

- **Open OBC**

Esse é um computador open source para CubeSat, desenvolvido pela Universidade Federal do Ceará (UFC) com o do Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), tendo como pontos fortes o baixo custo e a alta confiabilidade. A arquitetura utilizada no Open OBC contém: processador TMS570LS0432 da fabricante Texas Instruments.

A arquitetura proposta utiliza o processador TMS570LS0432 do fabricante Texas Instruments, o qual possui: núcleo ARM Cortex-R4 em duas CPUs; detecção e correção de falhas em suas memórias RAM e ROM internas; hardware BIST (Auto-teste interno de fábrica) tanto na CPU quanto na memória RAM; e outras características de segurança como o monitoramento do clock e da tensão de alimentação. Uma memória Flash externa foi utilizada para armazenamento de código e dados. Foram disponibilizadas duas interfaces I2C para a comunicação com os subsistemas existentes em um CubeSat, sendo uma exclusiva para comunicação com o Transponder e outra comum para os demais. A arquitetura é complementada por uma interface UART para diagnóstico e depuração, sinais PWM para acionamento das bobinas de torque e entradas ADC para medição da intensidade da luz solar nas faces do satélite. Estão previstos ainda um cartão MicroSD para armazenamentos de dados e uma interface CAN para tráfego de informações transmitidas em tempo real, garantindo assim um controle rígido de erros e a recepção de mensagens (OPENOBC, 2017).

- **ISIS On Board Computer (iOBC)**

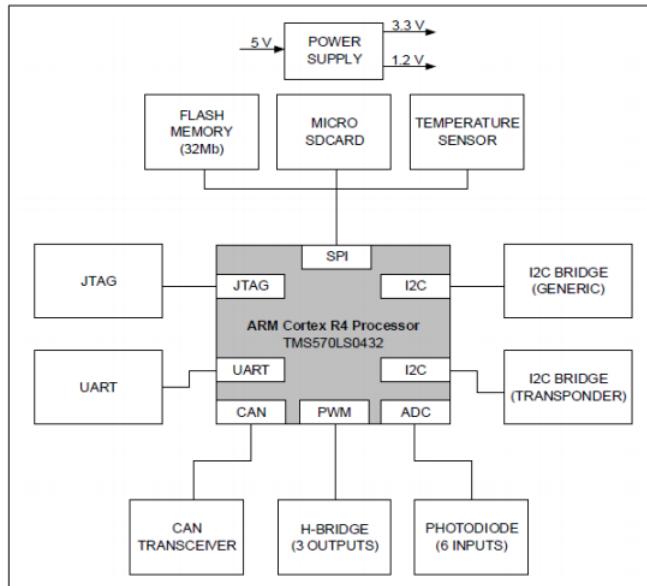


Figura 13 – Arquitetura do OpenOBC (OPENOBC, 2017, pag.28).

O iOBC, do fabricante ISIS (Innovative Solution In Space), é um computador de bordo com alto desempenho baseado em um processador ARM9 com velocidade de clock de 400MHz e oferece uma infinidade de interfaces padronizadas. Tem a capacidade de modularidade, permitindo a adição de eletrônicos ou interfaces específicas da missão, tornando o iOBC um ótimo computador de bordo para inúmeras missões (ISIS, 2016).

A arquitetura utiliza o processador AT91SAM9G20 do fabricante Microchip, o qual possui: núcleo ARM9 32-bit com 400MHz; detecção e correção de falhas em suas memórias RAM e ROM internas; hardware BIST (Auto-teste interno de fábrica) tanto na CPU quanto na memória RAM; e outras características de segurança como o monitoramento do clock e da tensão de alimentação. Uma memória Flash externa foi utilizada para armazenamento de código e dados. Foram disponibilizadas duas interfaces I2C para a comunicação com os subsistemas existentes em um CubeSat, sendo uma exclusiva para comunicação com o Transponder e outra comum para os demais. A arquitetura é complementada por uma interface UART para diagnóstico e depuração, sinais PWM para acionamento das bobinas de torque e entradas ADC para medição da intensidade da luz solar nas faces do satélite. Estão previstos ainda um cartão MicroSD para armazenamentos de dados e uma interface CAN para tráfego de informações transmitidas em tempo real, garantindo assim um controle rígido de erros e a recepção de mensagens (OPENOBC, 2017)

- **FM430 Flight Module**

O FM430, da fabricante Pumpkin Inc, é uma solução compacta para sistemas ambientais difíceis. Possui como microcontrolador o MSP430F1612 de 16-bit, da fabri-

cante Texas Instruments, com velocidade de clock de 7.3728 MHz. 50-60kB ROM e 2-10kB de RAM, 48 pinos I/O, 2 USART, 2 SPI, 1 I2C, 12-bit A/D D/A, sensor de temperatura. SD Card para armazenamento (32MB – 2GB). Uma porta USB (Universal Serial Bus) e um conector de fonte de alimentação externa para facilitar a configuração pré-lançamento. A unidade do microcontrolador consome mais de 100 mW de potência (PUMPKIN,2008).

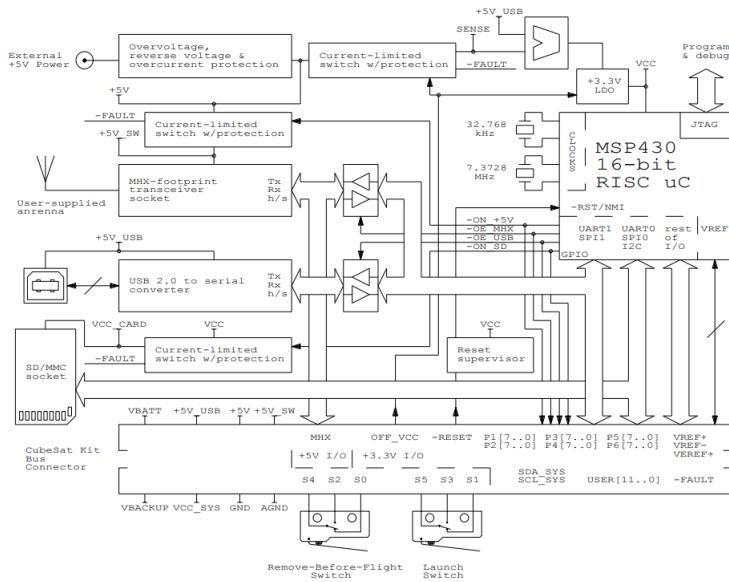


Figura 14 – Arquitetura do FM430 (PUMPKIN, 2008, pag.6).

2.5 Padrão PC/104

O PC/104 é o padrão de placas eletrônicas mais utilizado na indústria e em missões CubeSat. O PC/104 Embedded Consortium (2008) definiu as restrições mecânicas e elétricas para uma placa padrão de circuito impresso. As principais restrições podem ser encontradas a seguir:

- Cada placa deve ter uma forma de 90x96mm;
- A potência por módulo deve estar entre 1-2W, reduzindo a corrente do barramento para 4mA.
- Os módulos devem ser de 8-bits ou 16-bits, correspondendo ao barramento PC e PC/AT, respectivamente;
- O espaçamento entre as placas não deve exceder 15,24mm;
- Os conectores do barramento podem ser do tipo “empilhado” ou “não-empilhado” dependendo do projeto;

- A altura dos componentes não deve exceder 11,05mm;
- A uso do barramento deve estar de acordo com a tabela 2, Apêndice B, PC/104 Standard.

A tecnologia PC/104 é vantajosa para missões CubeSat devido a padronização de dimensões, barramentos, interfaces mecânicas e elétricas. Esses fatores acarretam na redução de custos, riscos e tempo envolvidos no projeto, sem contar na versatilidade de integrar outras soluções presentes no mercado, que utilizam o mesmo padrão (JANES,2006). A Figura 15 mostra as dimensões mecânicas para uma placa PC/104 de 8-bits.

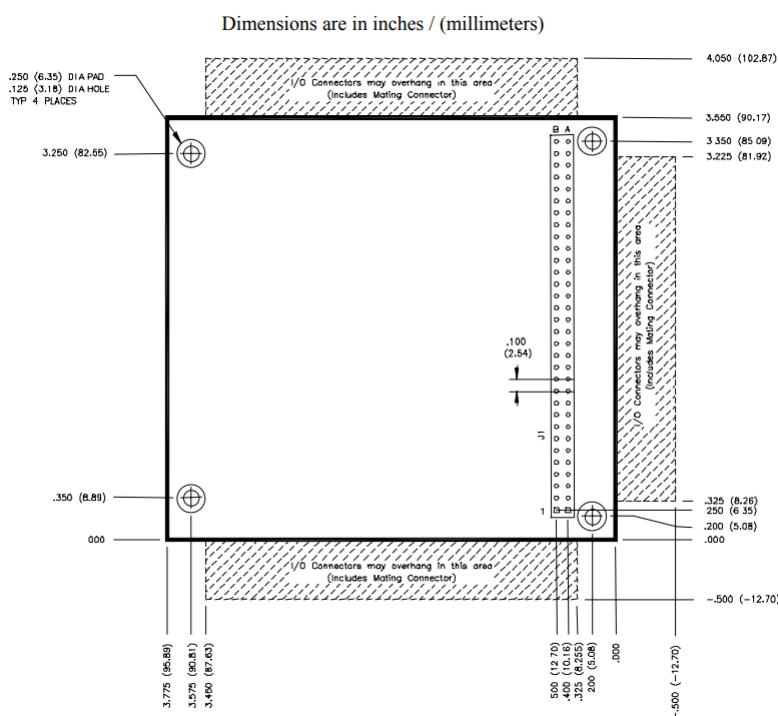


Figura 15 – PCB Padrão PC104 8-bits (PC/104 Embedded Consortium, 2008,pag.15).

2.6 Ambiente Espacial

Um problema que se torna importante no design de um satélite, são os efeitos do ambiente espacial sobre os subsistemas. Esses problemas podem variar entre mal funcionamento operacional até danos físicos. Geralmente essas considerações são feitas para missões LEO e Deep Space de longa duração (FROST; AGASID, 2015).

De acordo com Finckenor e Groh (2015), vários testes foram realizados na ISS para estudar a degradação dos materiais no ambiente espacial. Os principais efeitos são o vácuo, radiação ultravioleta, radiação espacial, plasma, temperaturas extremas, fadiga térmica e impacto de lixo espacial.

Dentre os efeitos citados acima, o mais importante, para projetos da eletrônica embarcada é a radiação espacial (FROST; AGASID, 2015). Uma breve introdução sobre o tema e os possíveis efeitos no sistema embarcado será dado nas seções a seguir.

2.6.1 Radiação Espacial

A radiação no espaço é formada por partículas emitidas de várias fontes, dentro e fora do sistema solar. Os raios cósmicos, radiação primária, interagem com gases e outras substâncias em altas altitudes, produzindo a radiação secundária. A combinação das radiações primárias e secundárias formam o ambiente de radiação espacial. As partículas desse ambiente podem causar degradação e falha dos sistemas embarcados de veículos espaciais (NASAa, 1996).

A quantidade de radiação que incide nos satélites depende da altitude e do tipo de órbita. A maioria dos CubeSats é colocado em órbitas LEO (altitude entre altitude 100-1.000 km), recebendo uma dose de radiação de aproximadamente 0,1 krad/ano. Em missões com duração típica de 3-5 anos, a dose de radiação é menor que 0,5 krad/ano (PETKOV, 2003).

De acordo com Petkov (2003), os efeitos provocados por essa radiação podem ser classificados de acordo com a Figura 15.



Figura 16 – Classificação dos efeitos da Radiação Espacial.

- **Efeito Acumulativo**

O Dose Ionizante Total (TID, do inglês Total Ionizing Dose) e o Dano de Deslocamento (DD, do inglês Displacement Damage) são efeitos permanentes causados pela radiação ao longo do tempo. Com isso, o tempo da missão é um fator que intensifica tais efeitos. Abaixo há uma breve descrição sobre tais efeitos (PETKOV, 2003).

[tabela]

- **Efeito de Evento Único**

Efeitos de Evento Único (SEE, do inglês Single Event Effect) são efeitos ocorridos em dispositivos eletrônicos devido a passagem de uma única partícula pelo sistema. Essa passagem pode mudar um elemento bi estável ou estado digital de uma memória, acarretando em efeitos temporários e permanentes (PETKOV, 2003).

2.6.2 Categoria de Componentes

A resistência a radiação dos componentes é um fator muito importante para estimar a taxa de falhas e a vida útil do sistema. Há três categorias que os componentes eletrônicos podem se enquadrar, em relação a resistência a radiação, que são elas: *Comercial* (COTS), *Rad Tolerant* e *Rad-Hard*. Abaixo há uma breve descrição de cada uma, juntamente com os níveis de TID, SEU e taxa de SEU (NASAb, 1999).

- *Comercial*:

- O processo de design não garante resistência à radiação
- Pouco controle da radiação
- Níveis de resistência:
 - * Dose Total: 2 a 10 krad (típico)
 - * Limite de SEU: 5 Mev/mg/cm²
 - * Taxa de erro SEU: 10-5 erros/bit-dia (típico)
- O cliente realiza testes de radiação e assume todos os riscos
- Avaliação e risco do cliente

- *Rad Tolerant*:

- O design garante resistência à radiação até um certo nível
- Pouco controle da radiação
- Níveis de resistência:
 - * Dose Total: 20 a 50 krad (típico)
 - * Limite de SEU: 20 MeV/mg/cm²
 - * Taxa de erro SEU: 10-7 - 10-8 errors/bit-dia
- Geralmente testado apenas para falha funcional
- Avaliação e risco do cliente

- *Rad-Hard*:

- Projetado e processado para um nível de dureza específico
- Vários testes realizados com o substrato do chip
- Níveis de resistência:
 - * Dose Total: > 200 krad a >1 Mrad
 - * Limite de SEU: 80-150 MeV/mg/cm²
 - * Taxa de erro SEU: 10-10 - 10-12 errors/bit-dia

- Geralmente testado apenas para falha funcional
- Avaliação e risco do cliente

Parte I

Texto e Pós Texto

3 Elementos do Texto

3.1 Corpo do Texto

O estilo de redação deve atentar a boa prática da linguagem técnica. Para a terminologia metrological usar o Vocabulário Internacional de Termos Fundamentais e Gerais de Metrologia ([INMETRO, 2013](#)).

Grandezas dimensionais devem ser apresentadas em unidades consistentes com o Sistema Internacional de Unidades (SI). Outras unidades podem ser usadas como unidades secundárias entre parenteses se necessário. Exceções são relacionadas a unidades não-SI usadas como identificadores comerciais como pro exemplo “disquete de 3½ polegadas”.

Na apresentação de números ao longo do texto usar vírgula para separar a parte decimal de um número. Resultados experimentais devem ser apresentados com sua respectiva incerteza de medição.

3.2 Títulos de capítulos e seções

Recomendações de formatação de seções (texto informativo: o L^AT_EX já formata as seções automaticamente, se utilizado o comando `\section{Nome da Seção}`):

1 SEÇÃO PRIMÁRIA - MAIÚSCULAS; NEGRITO; TAMANHO 12;

1.1 SEÇÃO SECUNDÁRIA – MAIÚSCULAS; NORMAL; TAMANHO 12;

1.1.1 Seção terciária - Minúsculas, com exceção da primeira letra; negrito; tamanho 12;

1.1.1.1 Seção quaternária - Minúsculas, com exceção da primeira letra; normal tamanho 12;

1.1.1.1.1 Seção quinária - Minúsculas, com exceção da primeira letra; itálico; tamanho 12.

3.3 Notas de rodapé

Notas eventualmente necessárias devem ser numeradas de forma seqüencial ao longo do texto no formato 1, 2, 3... sendo posicionadas no rodapé de cada página na qual a nota é utilizada.¹

¹ Como, por exemplo, esta nota. O L^AT_EX tomará conta da numeração automaticamente.

3.4 Equações

Equações matemáticas devem ser numeradas seqüencialmente e alinhadas a esquerda com recuo de 0,6 cm. Usar numerais arábicos entre parênteses, alinhado a direita, no formato Times New Roman de 9 pts. para numerar as equações como mostrado na Eq. 3.1 (novamente, o L^AT_EX formata as equações automaticamente).

Referências a equações no corpo do texto devem ser feitas como “Eq. 3.1” quando no meio de uma frase ou como “Equação 3.1” quando no inicio de uma sentença. Um espaçamento de 11 pontos deve ser deixado acima, abaixo e entre equações subseqüentes. Para uma apresentação compacta das equações deve-se usar os símbolos e expressões matemáticos mais adequados e parênteses para evitar ambigüidades em denominadores. Os símbolos usados nas equações citados no texto devem apresentar exatamente a mesma formatação usada nas equações.

$$\frac{d\mathbf{C}}{dw} = \frac{du}{dw} \cdot \mathbf{F}_u + \frac{dv}{dw} \cdot \mathbf{F}_v \quad (3.1)$$

O significado de todos os símbolos mostrados nas equações deve ser apresentado na lista de símbolos no inicio do trabalho, embora, em certas circunstancias o autor possa para maior clareza descrever o significado de certos símbolos no corpo do texto, logo após a equação.

Se uma equação aparecer no meio do parágrafo, como esta

$$x^n + y^n = z^n, \quad (3.2)$$

onde $x, y, z, n \in \mathbb{N}$, o texto subsequente faz parte do parágrafo e não deve ser identado.

3.5 Figuras e Gráficos

As figuras devem ser centradas entre margens e identificadas por uma legenda alinhada a esquerda com recuo especial de deslocamento de 1,8 cm, com mostrado na Fig. (17). O tamanho das fontes empregadas nos rótulos e anotações usadas nas figuras deve ser compatível com o usado no corpo do texto. Rótulos e anotações devem estar em português, com todas as grandezas mostradas em unidades do SI (Sistema Internacional de unidades) (mais uma vez, o L^AT_EX cuidará dos aspectos de formatação e fonte das figuras).

Todas as figuras, gráficos e fotografias devem ser numeradas e referidas no corpo do texto adotando uma numeração seqüencial de identificação. As figuras e gráficos devem ser claras e com qualidade adequada para eventual reprodução posterior tanto em cores quanto em preto-e-branco.

As abscissas e ordenadas de todos os gráficos devem ser rotuladas com seus respectivos títulos em português seguida da unidade no SI que caracteriza a grandeza entre colchetes.

A referência explícita no texto à uma figura deve ser feita como “Fig. 17” quando no meio de uma frase ou como “Figura 17” quando no início da mesma. Referências implícitas a uma dada figura devem ser feitas entre parênteses como (Fig. 17). Para referências a mais de uma figura as mesmas regras devem ser aplicadas usando-se o plural adequadamente. Exemplos:

- “Após os ensaios experimentais, foram obtidos os resultados mostrados na Fig. 17, que ...”
- “A Figura 17 apresenta os resultados obtidos, onde pode-se observar que ...”
- “As Figuras 1 a 3 apresentam os resultados obtidos, ...”
- “Verificou-se uma forte dependência entre as variáveis citadas (Fig. 17), comprovando ...”

Cada figura deve ser posicionada o mais próxima possível da primeira citação feita à mesma no texto, imediatamente após o parágrafo no qual é feita tal citação, se possível, na mesma página. Em L^AT_EX o comando `\label` deve suceder o comando `\caption` para que as referências às figuras fiquem com a numeração correta.

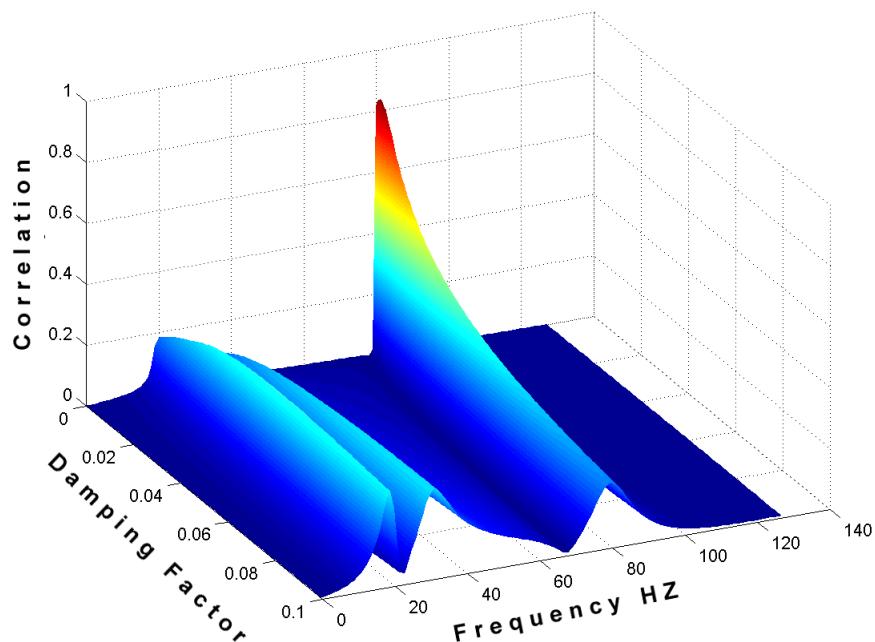


Figura 17 – Wavelets correlation coefficients

3.6 Tabela

As tabelas devem estar centradas entre margens e identificadas por uma legenda alinhada a esquerda, com recuo especial de deslocamento de 1,8 cm, posicionada acima da tabela com mostrado na Tab. 1, a título de exemplo. O tamanho das fontes empregadas nos rótulos e anotações usadas nas tabelas deve ser compatível com o usado no corpo do texto. Rótulos e anotações devem estar em português. Um espaçamento de 11 pts deve ser deixado entre a legenda e a tabela, bem como após a tabela. A numeração, a fonte e a formatação são automáticas quando se usa o L^AT_EX.

As grandezas dimensionais mostradas em cada tabela devem apresentar unidades consistentes com o SI. As unidades de cada variável devem ser mostradas apenas na primeira linha e/ou coluna da tabela, entre colchetes

A referência explícita no texto à uma dada tabela deve ser feita como “Tab. 1” quando no meio de uma frase ou como “Tabela 1” quando no início da mesma. Referências implícitas a uma dada tabela devem ser feitas entre parênteses como (Tab. 1). Para referências a mais de uma tabela as mesmas regras devem ser aplicadas usando-se o plural adequadamente. Exemplos:

- “Após os ensaios experimentais, foram obtidos os resultados mostrados na Tab. 1, que ...”
- “A Tabela 1 apresenta os resultados obtidos, onde pode-se observar que ...”
- “As Tabelas 1 a 3 apresentam os resultados obtidos, ...”
- “Verificou-se uma forte dependência entre as variáveis citadas (Tab. 1), comprovando ...”

Cada tabela deve ser posicionada o mais próxima possível da primeira citação feita à mesma no texto, imediatamente após o parágrafo no qual é feita a citação, se possível, na mesma página.

Tabela 1 – Propriedades obtidas após processamento

| Processing type | Property 1 (%) | Property 2 [μm] |
|-----------------|----------------|------------------------------|
| Process 1 | 40.0 | 22.7 |
| Process 2 | 48.4 | 13.9 |
| Process 3 | 39.0 | 22.5 |
| Process 4 | 45.3 | 28.5 |

3.7 Citação de Referências

Referências a outros trabalhos tais como artigos, teses, relatórios, etc. devem ser feitas no corpo do texto devem estar de acordo com a norma corrente ABNT NBR 6023:2002 (ABNT, 2000), esta ultima baseada nas normas ISO 690:1987:

- “[Bordalo, Ferziger e Kline \(1989\)](#), mostraram que...”
- “Resultados disponíveis em ([COIMBRA, 1978](#)), ([CLARK, 1986](#)) e ([SPARROW, 1980](#)), mostram que...”

Para referências a trabalhos com até dois autores, deve-se citar o nome de ambos os autores, por exemplo: “[Soviero e Lavagna \(1997\)](#), mostraram que...”

4 Elementos do Pós-Texto

Este capítulo apresenta instruções gerais sobre a elaboração e formatação dos elementos do pós-texto a serem apresentados em relatórios de Projeto de Graduação. São abordados aspectos relacionados a redação de referências bibliográficas, bibliografia, anexos e contra-capas.

4.1 Referências Bibliográficas

O primeiro elemento do pós-texto, inserido numa nova página, logo após o último capítulo do trabalho, consiste da lista das referências bibliográficas citadas ao longo do texto.

Cada referência na lista deve ser justificada entre margens e redigida no formato Times New Roman com 11pts. Não é necessário introduzir uma linha em branco entre referências sucessivas.

A primeira linha de cada referência deve ser alinhada a esquerda, com as demais linhas da referência deslocadas de 0,5 cm a partir da margem esquerda.

Todas as referências aparecendo na lista da seção “Referências Bibliográficas” devem estar citadas no texto. Da mesma forma o autor deve verificar que não há no corpo do texto citação a referências que por esquecimento não forma incluídas nesta seção.

As referências devem ser listadas em ordem alfabética, de acordo com o último nome do primeiro autor. Alguns exemplos de listagem de referências são apresentados no Anexo I.

Artigos que ainda não tenham sido publicados, mesmo que tenham sido submetidos para publicação, não deverão ser citados. Artigos ainda não publicados mas que já tenham sido aceitos para publicação devem ser citados como “in press”.

A norma ([ABNT, 2000](#)), que regulamenta toda a formatação a ser usada na elaboração de referências a diferentes tipos de fontes de consulta, deve ser rigidamente observada. Sugere-se a consulta do trabalho realizado por ([ARRUDA, 2007](#)), disponível na internet.

4.2 Anexos

As informações citadas ao longo do texto como “Anexos” devem ser apresentadas numa seção isolada ao término do trabalho, após a seção de referências bibliográficas. Os anexos devem ser numerados seqüencialmente em algarismos romanos maiúsculos (I,

II, III, ...). A primeira página dos anexos deve apresentar um índice conforme modelo apresentado no Anexo I, descrevendo cada anexo e a página inicial do mesmo.

A referência explícita no texto à um dado anexo deve ser feita como “Anexo 1”. Referências implícitas a um dado anexo devem ser feitas entre parênteses como (Anexo I). Para referências a mais de um anexo as mesmas regras devem ser aplicadas usando-se o plural adequadamente. Exemplos:

- “Os resultados detalhados dos ensaios experimentais são apresentados no Anexo IV, onde ...”
- “O Anexo I apresenta os resultados obtidos, onde pode-se observar que ...”
- “Os Anexos I a IV apresentam os resultados obtidos ...”
- “Verificou-se uma forte dependência entre as variáveis citadas (Anexo V), comprovando ...”

Referências

- ARRUDA, M. B. B. Como fazer referências: bibliográficas, eletrônicas e demais formas de documentos. 2007. Disponível em: <<http://bu.ufsc.br/frameref.html>>. Citado na página 51.
- ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. *NBR 14724: Informação e documentação — referências*. Rio de Janeiro, 2000. Citado na página 51.
- BORDALO, S. N.; FERZIGER, J. H.; KLINE, S. J. The development of zonal models for turbulence. In: *Proceedings of the 10th Brazilian Congress of Mechanical Engineering*. [S.l.: s.n.], 1989. v. 1, p. 41–44. Citado na página 49.
- CLARK, J. A. Private communication. University of Michigan, 1986. Citado na página 49.
- COIMBRA, A. L. Lessons of continuum mechanics. São Paulo, Brazil, p. 428, 1978. Citado na página 49.
- INMETRO. *Vocabulário internacional de termos fundamentais e gerais de metrologia*. Rio de Janeiro, Brasil, 2013. 75 p. Citado na página 45.
- SOVIERO, P. A. O.; LAVAGNA, L. G. M. A numerical model for thin airfoils in unsteady motion. In: *Journal of the Brazilian Societyt Mechanical Sciences*. [S.l.: s.n.], 1997. v. 19, n. 3, p. 332–340. Citado na página 49.
- SPARROW, E. M. Forced convection heat transfer in a duct having spanwise-periodic rectangular protuberances. In: *Numerical Heat Transfer*. [S.l.: s.n.], 1980. v. 3, p. 149–167. Citado na página 49.

Apêndices

APÊNDICE A – Requisitos do OBC

Como a missão ainda está em fase de discussão, o escopo não foi totalmente delimitado, consequentemente, poucos requisitos foram definidos. Com o intuito de reduzir o escopo e oferecer insumos durante o projeto do OBC, buscou-se a documentação de requisitos das missões CubeSat já lançadas. Foi possível achar duas missões que possuíam uma documentação sistematizada, que foram o QB50 (DENIS et al., 2015) e o Aalto-1 (RAZZAGHI, 2012).

Os requisitos do QB50 e Aalto-1, específicos ao computador de bordo, foram adicionados aos requisitos prévios do projeto, e são mostrados na tabela X. Nessa tabela, a divisão dos requisitos ocorre da seguinte maneira: (1) são os da própria missão, (2)QB50 e (3) Aalto-1.

Tabela 2 – Requisitos do OBC

| Número do Requisito | Descrição do Requisito |
|---------------------|--|
| OBC-R1 | O OBC deve controlar uma câmera CMOS e armazenar as imagens provenientes desse dispositivo em uma memória não volátil [1] |
| OBC-R2 | O OBC deve armazenar um arquivo que contenha a geolocalização e tempo da captura das imagens [1] |
| OBC-R3 | O OBC deve controlar um PPT (do inglês Pulsed Pulsed Plasma Thruster) |
| OBC-R4 | O OBC deve gerenciar todas as Payloads transportadas pelo CubeSat [3] |
| OBC-R5 | O OBC deve possuir interface com todos os subsistemas do CubeSat [2][3] |
| OBC-R6 | O OBC deve controlar todas as atividades embarcadas, exceto o controle de atitude [3] |
| OBC-R7 | O OBC deve ler os dados de cada subsistema a cada 1 segundo [2][3] |
| OBC-R8 | O OBC deve armazenar o tempo, modo de operação do satélite, tensão e corrente do EPS, temperatura do TT&C e EPS [2] |
| OBC-R9 | O OBC deve possuir um sensor inercial e armazenar os dados provenientes de um componente [1] |
| OBC-R10 | OBC deve armazenar um registro de eventos [2] |
| OBC-R11 | O OBC deve ter uma referência temporal com precisão de 500ms, para o armazenamento dos dados. Os tempos relativos devem ser contados e armazenados de acordo com a referência de 01.01.2000 00:00:00 UTC [2] |
| OBC-R12 | OBC deve enviar os dados armazenados quando o satélite entrar em uma janela de transmissão e, ao mesmo tempo, decodificar e processar telecomandos enviados pela estação terrestre [2][3] |
| OBC-R13 | O software embarcado deve checar telecomandos indesejados, dados e mensagens inconsistentes, rejeitando entradas ilegais [2] |
| OBC-R14 | Deve ser implementado um comando que permite a limpeza da memória não volátil do OBC [2] |
| OBC-R15 | OBC deve ser possuir técnicas de atualização de software e capacidade de Boot Loader [3] |
| OBC-R16 | OBC deve possuir todas as tarefas das missões [3] |
| OBC-R17 | O software embarcado deve proteger-se contra loops infinitos não intencionais, erros computacionais e possíveis travamentos [2] |
| OBC-R18 | O software embarcado deve possuir um Sistema de Operação em Tempo Real (em inglês Real-Time Operating System) oferecendo opções de prioridade de tarefas |
| OBC-R19 | O OBC deve ser projetado para durar mais que dois anos [3] |
| OBC-R20 | O OBC deve ser projeto para ser o mais versátil possível [1] |

APÊNDICE B – Segundo Apêndice

Texto do segundo apêndice.

Anexos

ANEXO A – Primeiro Anexo

Texto do primeiro anexo.

ANEXO B – Segundo Anexo

Texto do segundo anexo.