

Sistema de Gestão e Determinação de Atitude do ISTNanosat-1

Ruben Filipe Afonso

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Electrónica

Orientadores: Prof. Rui Manuel Rodrigues Rocha Prof. Moisés Simões Piedade

Júri

Presidente:	Prof. Pedro Miguel Pinto Ramos
Orientador:	Prof. Rui Manuel Rodrigues Rocha
Vogal:	Prof. António Joaquim dos Santos Romão Serralheiro

Outubro 2016

Resumo

Um satélite artificial é um objecto criado pelo Homem colocado na órbita de um corpo celeste. Dependendo da sua missão, os satélites possuem diferentes tamanhos, órbitas e subsistemas. O ISTNanosat-1 é o primeiro nanossatélite do Instituto Superior Técnico, respeitando o formato 1U das especificações CubeSat. Pretende-se que o satélite teste vários módulos científicos e recolha informações sobre o espaço. Participa no projecto Humsat, cujo objectivo é a criação de uma rede de pequenos satélites. O satélite possuí quatro subsistemas principais, responsáveis pelo armazenamento de energia, comunicações com as estações terrestes, controlo e processamento de dados e determinação e controlo da sua atitude.

Esta dissertação consiste na elaboração de um sistema de gestão e determinação de atitude para o satélite, utilizando uma unidade de medição inercial (IMU) com giroscópio, acelerómetro e magnetómetro. Neste trabalho são discutidas possíveis arquitecturas e é proposta uma solução para o módulo final.

O trabalho tem como objectivo principal a aquisição de dados dos sensores e a implementação de um algoritmo de determinação da atitude. Além disso, aborda e projecta sistemas de redundância e protecção de alimentação e interfaces com outros módulos e subsistemas. É ainda projectada e produzida uma placa de circuito impresso do módulo em questão. O teste e a validação do sistema desenvolvido são orientados à utilização espacial. O sistema é capaz de determinar a sua atitude numa gama de temperaturas entre -20 °C e 40 °C, com um erro inferior a 5° nos eixos X e Y e a 20° no eixo Z.

Palavras-chave: Ângulos Euler, CubeSat, GNSS, ISTNanosat-1, Nanossatélite, Redundância, Computador de Bordo, Unidade de Medição Inercial.

Abstract

An artificial satellite is a man-made object placed in the orbit of a celestial body. Depending on their mission, satellites have different sizes, orbits and subsystems. The ISTNanosat-1 is the first nanosatellite developed by Instituto Superior Técnico, respecting the 1U CubeSat format specifications. It is intended that the satellite will test several scientific modules and collect information about space. It takes part in the Humsat project, which aims to create a network of small satellites. The satellite possesses four main subsystems, which are responsible for energy storage, communications with ground stations, data control and handling, and attitude determination and control.

This dissertation consists in the development of the satellite's attitude management and determination system, using an inertial measurement unit (IMU) with gyroscope, accelerometer and magnetometer. Possible architectures are discussed and a solution to the final module is proposed.

The aim of this project is to acquire data from the sensors and implement an attitude determination algorithm. Moreover, it addresses and projects redundancy and supply protection systems and communication interfaces with other modules and subsystems. A printed circuit board of the module in question is designed and produced. Testing and validation of the developed system are oriented to its use in space. The system is able to calculate its attitude at a temperature range between -20 °C and 40 °C, with an error inferior to 5° in the X and Y axes, and inferior to 20° in the Z axis.

Keywords: Euler angles, CubeSat, GNSS, ISTNanosat-1, Nanosat, Redundancy, On Board Computer, Inertial Measurement Unit.

Acrónimos

ADC	Analogue to Digital Converter
ADCS	Attitude Determination and Control System
AHRS	Attitude and Heading Reference Systems
AMRAD	Associação Portuguesa de Amadores de Rádio para a Investigação Educação e Desenvolvimento
API	Application Programming Interface
APRS	Automatic Position Reporting System
CAN	Controller Area Network
CDH	Command and Data Handling
СОМ	Communications
CPU	Central Processing Unit
CW	Continuous wave
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
DoF	Degrees of Freedom
DPS	Degrees per second
EPS	Electrical Power System
ESA	European Space Agency
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
HAL	Hardware Abstract Layer
I2C	Inter-Integrated Circuit
IMU	Inertial Measurement Unit
ISR	Interrupt Service Routine
IST	Instituto Superior Técnico
LEO	Low-Earth Orbit
MCU	Microcontroller Unit
MEMS	Micro Electromechanical Systems
MTQ	Magnetorquer

OBC	On Board Computer
РСВ	Printed Circuit Board
PI	Proporcional Integral
P-POD	Poly Picosat Orbital Deployer
SO	Sistema Operativo
SPI	Serial Peripheral Interface
STK	Systems Tool Kit
ТСР	Transmission Control Protocol
UART	Universal Asynchronous Receiver/Transmitter
USART	Universal Synchronous Asynchronous Receiver/Transmitter

Agradecimentos

Em primeiro lugar quero agradecer aos meus orientadores, Professor Rui Rocha e Professor Moisés Piedade, por toda a orientação, acompanhamento, ensinamentos transmitidos, disponibilidade, assim como pelas críticas e sugestões, essenciais para a realização deste trabalho.

Agradeço especialmente aos meus pais, António e Maria Afonso, e irmão, Pedro Afonso, por me proporcionarem a oportunidade de crescer cientificamente, bem com pelo seu incondicional apoio, motivação, tolerância e sacrifício. Sem eles nada disto seria possível.

À minha namorada, Mónica Serrano, por todo o encorajamento, paciência, alento e disponibilidade. Obrigado por acreditares.

Por último, agradeço o companheirismo, ajuda e força de todos os colegas e amigos que fizeram parte desta etapa, incluindo à equipa do ISTNanosat.

Índice

Resumo	i
Abstract	ii
Acrónimos	iii
Agradecimentos	v
Índice	vi
1. Introdução	1
1.1. Motivação	2
1.2. Objectivos e desafios	3
1.3. Organização do relatório	3
2. Estado da arte	5
2.1. Classificações dos satélites	6
2.2. Missões de nanossatélites	8
2.3. Evolução dos satélites de reduzidas dimensões	8
2.4. Módulos ADCS	9
2.5. Técnicas de estabilização	12
2.6. Arquitectura	14
2.6.1. Sensores	15
2.6.2. Actuadores	16
2.6.3. CPU	17
2.7. ADCS para pequenos satélites	18
3. Arquitectura	23
4. Projecto do Sistema de Gestão e Determinação de Atitude	27
4.1. Projecto de hardware	27
4.2. Projecto de software	31
4.2.1. Comunicação entre sistemas	
5. Implementação em hardware	35
5.1. Sistema de alimentação independente	35
5.2. Sistema de sobrecarga	37

	5.3. Sensores de corrente e corte	39
	5.4. Sensores de determinação de atitude	40
	5.4.1. Aspectos adicionais: Calibração	43
	5.5. Determinação da posição em orbita	45
	5.6. Interfaces internas	46
	5.7. Sistema I2C	46
	5.8. Sistemas de teste	47
	5.9. Sistema de controlo	47
	5.10. Protótipos	47
	5.10.1. Placa de sensores	47
	5.10.2. Placa protótipo	49
	5.11. Placa do OBC	50
6	. Implementação do Software	53
	6.1. Ambiente de desenvolvimento	53
	6.2. Camada de Abstracção de Hardware	54
	6.3. Sistema operativo	55
	6.4. Drivers	56
	6.5. Comunicação com os periféricos	58
	6.6. Aplicação desenvolvida	59
7	. Resultados e caracterização	61
	7.1. Resposta estática do sistema	61
	7.2. Ensaio em altitude	63
8	. Conclusão	71
R	eferências	73
A	nexos	75
	A. Interface com Beacon	75
	B. Interface com Modem GMSK	77
	C. Esquema eléctrico do OBC	79

Lista de Tabelas

Tabela 2.1 – Comparação de diferentes técnicas de estabilização, adaptado de [14], [15], [16]	. 13
Tabela 2.2 – Comparação dos sensores de atitude, adaptado de [14], [15], [17]	. 16
Tabela 2.3 – Comparação dos actuadores de controlo de atitude [14], [17], [18]	. 17
Tabela 2.4 – Comparação dos tipos de sensores e actuadores mais utilizados em CubeSat	. 19
Tabela 2.5 – Módulos disponíveis para incorporação em nanossatélites com a norma CubeSat	. 20
Tabela 5.1 – Potência dissipada caso o conversor esteja sempre activo	. 36
Tabela 5.2 – Comparação de giroscópios MEMS	. 40
Tabela 5.3 – Comparação de acelerómetros MEMS.	. 41
Tabela 5.4 – Comparação de magnetómetros MEMS	. 41
Tabela 5.5 – Características e especificações eléctricas dos sensores escolhidos	. 42
Tabela 5.6 – Valores esperados na orientação do acelerómetro.	. 44
Tabela 5.7 – Comparação entre GPS comerciais (sem limitações CoCom)	. 45

Lista de Figuras

Figura 2.1 - Estrutura de um CubeSat de 1U	. 7
Figura 2.2 - Libertador orbital de vários picossatélites (P-POD) [9]	. 7
Figura 2.3 - Distribuição percentual dos objectivos dos nanossatélites ⁴	. 8
Figura 2.4 – Lançamentos de pico e nanossatélites, adaptado de [10]	. 9
Figura 2.5 – Distribuição geográfica de criadores de pico e nanossatélites, adaptado de [10]	. 9
Figura 2.6 – Ângulos de Euler (<i>roll, pitch</i> e <i>yaw</i>)	10
Figura 2.7 – Representação do sistema de coordenadas fixo no satélite.	11
Figura 2.8 – Modos de orientação do satélite: a) Stabilization, b) Manoeuvring e c) Pointing	12
Figura 2.9 - Arquitectura genérica de um módulo ADCS, adaptado de [16]	14
Figura 2.10 – Diagrama dum algoritmo de controlo, adaptado de [16]	17
Figura 2.11 – Percentagem dos sensor utilizados por pico e nanossatélite, adaptado de [10]	18
Figura 2.12 – Percentagem dos actuadores utilizados por pico e nanossatélite, adaptado de [10]	18
Figura 2.13 – Foto do módulo ADCS ZACUBE desenvolvido com inductores visíveis	21
Figura 3.1 - Primeira opção de arquitectura para o módulo ADCS do ISTNanosat-1	24
Figura 3.2 – Segunda opção de arquitectura para o módulo ADCS do ISTNanosat-1	25
Figura 3.3 – Arquitectura escolhida para o módulo OBC do ISTNanosat-1	26
Figura 4.1 - Esquema lógico do módulo OBC do ISTNanosat-1	28
Figura 4.2 – Esquema das alimentações do módulo OBC do ISTNanosat-1	30
Figura 4.3 – Fluxograma de execução do ADCS	31
Figura 4.4 – Diagrama de blocos do algoritmo de Robert Mahony.	32

Figura 4.5 – Problema Gimbal lock originado pela utilização de ângulos de Euler. Adaptado de	33
Figura 4.6 – Rotação utilizando quaterniões, adaptado de [24]	33
Figura 4.7 - Sequência de dados enviados pelo I2C	34
Figura 5.1 – Esquema eléctrico do conversor TPS62163	36
Figura 5.2 – Tensão de alimentação da OBC (VDD) quando a fonte principal é desligada com convers	sor
desligado, EN_RAW = 0 (à esquerda), e ligado, EN_RAW=1 (à direita)	36
Figura 5.3 - Circuito de protecção contra sobrecarga	37
Figura 5.4 - Variação da tensão de saída do sensor de corrente (V_SENSE) no circuito de sobrecare	ga.
	38
Figura 5.5 – Comportamento do sistema de sobrecarga quando o consumo excede os 100 mA	39
Figura 5.6 – Sistema de corte e de monitorização da corrente consumida por um sensor	39
Figura 5.7 – Variação da tensão de saída do sensor de corrente.	40
Figura 5.8 - Sequência de procedimento de calibração dos sensores.	43
Figura 5.9 - Diferentes componentes em cada eixo para os mesmos vectores de campo gravítico	о е
magnético	44
Figura 5.10 - Receptor GNSS, adaptado de	46
Figura 5.11 – Plataforma de desenvolvimento Nucleo F411RE da STMicroelectronics	48
Figura 5.12 – Placa de protótipo elaborada para testar os sensores: a) versão com reguladores linear	res
(à esquerda); b) versão com regulador comutado (à direita)	48
Figura 5.13 - Placa de protótipo utilizando o Mote como sistema de processamento	49
Figura 5.14 - Placa de protótipo (vista superior).	49
Figura 5.15 - Placa de protótipo (vista inferior).	50
Figura 5.16 – Placa final desenvolvida com as dimensões e especificações para CubeSats	51
Figura 5.17 - Vista superior (esquerda) e inferior (direita) da placa desenvolvida, com módul	los
assinalados	51
Figura 6.1 – Estrutura de ficheiros implementada no ambiente de desenvolvimento	53
Figura 6.2 - Diagrama temporal de uma comunicação série assíncrona.	55
Figura 6.3 – Exemplo de concorrência da Tarefa1 e Tarefa2 à mesma interface física	57
Figura 6.4 - Pilha de software implementado	58
Figura 6.5 – Estrutura da aplicação implementada no OBC	59
Figura 7.1 - Teste estático do ângulo <i>roll</i>	62
Figura 7.2 - Teste estático do ângulo <i>pitch</i>	62
Figura 7.3 - Teste estático do ângulo yaw.	63
Figura 7.4 - Acondicionamento do sistema em teste no Balua	64
Figura 7.5 - Estrutura e identificação da carga do balão.	64
Figura 7.6 – Temperatura e altitude do sistema registados continuamente após o início da experiênci	cia.
	65
Figura 7.7 – Intervalos registados após reinícios do sistema.	65
Figura 7.8 - Temperatura no interior da caixa na experiência Balua.	66
Figura 7.9 – Dados recolhidos do giroscópio na experiência Balua, nos 3 eixos	67

Figura 7.10 - Aceleração nos 3 eixos sofrida pelo sistema na experiência Balua6	57
Figura 7.11 - Campo magnético registado na experiência Balua (sensor 1 à esquerda, sensor 2	à
direita)6	38
Figura 7.12 - Atitude do sistema na experiência Balua (à esquerda calculados com o sensor magnétic	00
1, à direita calculados com o sensor magnético 2)6	38
Figura 7.13 – Atitude do sistema na experiência Balua (detalhe da fase ascendente)6	39
Figura 7.14 – Atitude do sistema durante a experiência Balua: Intervalo C6	39
Figura 7.15 - Atitude do sistema durante a experiência Balua: detalhe do rebentamento do balão 7	' 0

Capítulo 1

Introdução

Os satélites artificiais são parte integrante da sociedade actual, representando um importante contributo para o aumento do conhecimento sobre o ambiente que nos rodeia e para o desenvolvimento da humanidade. Estes podem realizar diversas missões, cujos objectivos podem ser ou não comerciais. Enquanto os satélites comerciais estão focados na prestação de serviços, principalmente ao nível das comunicações, os sem fins comerciais pretendem contribuir positivamente para a ciência, nomeadamente na exploração espacial.

Independentemente do seu propósito, os custos inerentes às fases de planeamento, produção, experimentação e lançamento de um satélite são avultados. Contudo, devido à contínua redução no tamanho e no custo dos componentes electrónicos e ao aumento da sua fiabilidade, tem sido possível criar satélites cada vez menores e mais económicos. Assim, principalmente devido a essa redução de custos até níveis comportáveis, tem-se observado nos últimos anos um acréscimo do número de lançamentos de pico e nanossatélites, particularmente por universidades.

Em 2011, o ISTNanosat-1 surgiu da parceria do Instituto Superior Técnico (IST) com a Associação Portuguesa de Amadores de Rádio para a Investigação Educação e Desenvolvimento (AMRAD) através do programa *Educational CubeSat Initiative* da Agência Espacial Europeia (ESA). Este tenciona ser um projecto pioneiro em Portugal, desenvolvido por estudantes, professores e radioamadores, num contexto multidisciplinar. O objectivo é testar módulos científicos por forma a recolher dados sobre o espaço, nomeadamente registar as mudanças na velocidade durante voos próximos do planeta Terra e o efeito da radiação nos circuitos electrónicos. Pretende-se ainda participar no projecto Humsat cujo objectivo é formar uma rede de pequenos satélites para recolha de dados de redes de sensores em áreas remotas.

O nanossatélite em desenvolvimento é constituído por quatro subsistemas fundamentais: o sistema de alimentação de energia (EPS), responsável pela aquisição e armazenamento de energia eléctrica; o sistema de comando e tratamento de dados (CDH), que gere os recursos e os restantes sistemas do satélite; o sistema de comunicações (COM), associado ao envio e recepção de dados e comandos via rádio; e o sistema de determinação e controlo de atitude (ADCS), responsável por fornecer continuamente informação sobre o posicionamento relativo do satélite e efectuar correcções à órbita deste. A estes subsistemas acrescem os módulos necessários para o cumprimento das missões científicas (*payloads*). No entanto, devido às restrições de dimensões e consumo energético, alguns nanossatélites apresentam a agregação de vários subsistemas.

1

No decorrer do projecto verificou-se que as funções a desempenhar pelo CDH não necessitavam de um elevado poder computacional, sendo a maior parte dos procedimentos executados esporadicamente, como por exemplo diagnósticos do sistema. Assim, incorporou-se neste trabalho algumas funcionalidades do sistema de gestão (CDH), tornando-o num sistema de determinação e gestão do satélite, similar ao que é comumente designado por OBC (do inglês *On board Computer*, computador de bordo). Durante o relatório são abordados separadamente o ADCS e o CDH quando se pretende referir a uma função específica desse sistema. No entanto, é utilizado o termo OBC quando se pretende referenciar o sistema conjunto.

Em termos gerais, o ADCS efectua correcções à órbita do nanossatélite de forma a mantê-lo orientado, sendo necessário recolher dados para conhecer a sua localização espacial. Pretende-se que o satélite esteja orientado para a Terra para maximizar o rendimento das comunicações ou para outra localização específica, no caso de ser necessário redireccionar os instrumentos científicos. Existem várias fases no controlo do satélite, sendo a correcção da sua orientação após a libertação no espaço um momento fundamental.

Por outro lado, o CDH é considerado o processador central do satélite que monitoriza e controla os restantes subsistemas, sendo responsável por efectuar diagnósticos e reportar as falhas destes. É esperado que este módulo seja fiável e robusto, por forma a conseguir operar mesmo que os restantes subsistemas do satélite falhem. Neste caso poderá ainda desempenhar funções de processamento das comunicações efectuadas com as estações em Terra.

Actualmente, existem empresas como a Clyde Space, Ltd ou Pumpkin, Inc, que apresentam opções comerciais, sob a forma de módulos funcionais para a criação de um nanossatélites completo. Alguns destes módulos apresentam ainda uma variedade de sensores e actuadores que podem ser interligados aos subsistemas da respectiva empresa.

1.1. Motivação

Os módulos disponíveis comercialmente apresentam grandes vantagens, sendo uma das principais a garantia do seu correcto funcionamento, visto que estes módulos já se encontram a ser utilizados por satélites em órbita (*flight heritage*¹). Por outro lado, estes são dificilmente reconfiguráveis e estão associados a uma elevada despesa financeira.

A criação deste módulo, por parte da equipa integrante do ISTNanosat-1, gera uma independência de fontes externas, proporcionando a aprendizagem e a aproximação à realidade vigente. Permite ainda a criação de um sistema adaptável às necessidades específicas deste nanossatélite, nomeadamente integrando dois subsistemas por forma a reduzir o consumo energético e o espaço ocupado no satélite, possibilitando a incorporação de outro subsistema e/ou experiência científica. Outra das necessidades deste satélite é a comunicação com os outros módulos sob a forma de um protocolo que os interliga. Assim, tendo total controlo sobre o módulo, as interligações entre os sistemas são facilitadas. Por outro lado, no caso de nenhum dos módulos científicos necessitar de um

¹ flight heritage é o aumento do grau de confiança num determinado módulo visto já ter sido utilizado noutros satélites [1]. Esse grau de confiança é importante em sistemas críticos do satélite (por exemplo EPS e CDH) pois diminui a probabilidade de uma falha total do satélite. Isto é, apesar de existir um problema com o satélite, este ainda se encontra em funcionamento.

elevado grau de exactidão no controlo do satélite, pode-se optar por um sistema de controlo mais simples, reduzindo a complexidade do *software*, libertando memória para a implementação de outras funcionalidades.

Por fim, não sendo este um projecto estático, pode existir a necessidade de alterar as especificações do projecto. A realização destas alterações, descritas anteriormente, é facilitada pelo facto de todo o sistema implementado ser conhecido em detalhe, o que não aconteceria com uma versão comercial.

1.2. Objectivos e desafios

O objectivo do trabalho proposto consistia na criação dum sistema que permitisse determinar a atitude do satélite, fornecesse sinais de controlo para actuadores externos e incorporasse as interfaces necessárias por forma a possibilitar a interligação com outros módulos do ISTNanosat-1.

Dessa forma, o módulo desenvolvido deve possuir um sistema de determinação de atitude utilizando um sistema de medições inerciais (IMU, do inglês *Inertial Measurement Unit*), com pelo menos seis graus de liberdade (DoF, do inglês *Degrees of Freedom*) e caso fosse possível um sistema de posicionamento global (GNSS, do inglês *Global Navigation Satellite System*). Deveria ser capaz de actuar no satélite, recorrendo a indutores impressos nas placas dos painéis fotovoltaicos, e reportar a falha de sensores ou actuadores, bem como monitorizar o consumo de corrente de cada um dos sensores. Necessitaria ainda de ser capaz de monitorizar o consumo do sistema global e actuar no caso de sobrecarga, devendo possuir um sistema de gestão de alimentação como forma de redundância em caso de falha do EPS.

Para o sistema poder integrar o ISTNanosat-1, o sistema final desenvolvido necessitaria ainda de receber comandos e enviar dados pelo protocolo I²C, recorrendo a duas linhas de dados disponíveis no barramento principal do satélite, as quais devem ser isoladas. Deve possuir ainda duas interfaces para interacção com o Beacon e o Modem GMSK.

Um dos desafios na elaboração do ISTNanosat-1 é o cumprimento das normas estabelecidas em termos de dimensões (forma cúbica com 10 cm de aresta) e massa (até 1 kg), pelo que é necessário reduzir o espaço ocupado pelos módulos. Visto que o satélite possui uma reserva energética partilhada e finita, outro desafio é a minimização do consumo energético do módulo. Por fim, é necessário confirmar a correcta interligação com os restantes subsistemas do nanossatélite e validar o módulo para uso espacial, recorrendo a laboratórios especializados.

1.3. Organização do relatório

O relatório encontra-se dividido em quatro capítulos diferentes:

Neste capítulo introduz-se sistema proposto, o que contempla a motivação para a criação deste trabalho, os objectivos e os desafios da elaboração do mesmo.

O segundo capítulo compreende o estado da arte, no qual se analisa a evolução dos satélites artificiais, especificamente dos nano e picossatélites. Além disso, é abordado o princípio básico de funcionamento de um ACDS, são apresentados os blocos constituintes e especificam-se as fases do sistema. São analisadas principalmente as funções de ADCS pois representa a parte mais complexa

do trabalho. Analisam-se também os sistemas já empregues em nanossatélites, particularmente os tipos de sensores e actuadores utilizados. Finalmente, efectua-se a comparação de alguns dos sistemas existentes no mercado.

No terceiro capítulo é analisada e discutida a melhor arquitectura a utilizar no caso do ISTNanosat-1, bem como outras opções para a criação do módulo final.

O quarto capítulo apresenta o projecto do sistema a desenvolver desenvolvido a nível de *hardware* e *software* necessário. São ainda identificados alguns requisitos e explicadas as funcionalidades necessárias de alguns módulos.

No quinto e sexto capítulo são apresentadas as implementações efectuadas em *hardware* e *software*, respectivamente. São ainda apresentados os resultados de alguns módulos desenvolvidos e explicadas as escolhas efectuadas.

O sétimo capítulo apresenta e analisa os dados resultantes dos testes efectuados ao sistema global.

Finalmente, o oitavo capítulo, concluí o trabalho elaborado fazendo referência aos objectivos conseguidos e possível trabalho futuro.

Capítulo 2

Estado da arte

Até há algumas décadas, o espaço era pouco conhecido, sendo as viagens espaciais e as missões a vários corpos celestes interpretadas como ficção científica. Foi este desconhecimento que inspirou e levou gerações a interessarem-se pela exploração espacial, na esperança de alcançarem a supremacia tecnológica necessária para concretizar as suas ambições. Além de inspirar engenheiros, o vasto desconhecido também inspirou artistas das mais variadas áreas, desde da pintura à literatura [2].

A conquista espacial iniciou-se na Guerra Fria entre os Estados Unidos da América e a actualmente extinta União Soviética. A era dos satélites artificiais iniciou-se a 4 de Outubro de 1957, quando os soviéticos lançaram o Sputnik-1. O satélite possuía uma forma esférica, com 55 cm de diâmetro, incorporava 4 antenas e a sua massa era de 83 kg. O período da sua órbita era de 96 minutos e apenas enviava *beacons*, isto é, transmitia um sinal rádio periódico numa frequência específica [3].

Do lado americano, o primeiro satélite, Explorer-1, foi lançado a 31 de Janeiro de 1958 e possuía funcionalidades superiores ao seu homólogo soviético, como por exemplo um detector de raios cósmicos e de micrometeoros. Possuía a forma de um míssil balístico, sendo um cilindro com 200 cm de comprimento e 15 cm de diâmetro. A sua massa era 14 kg e o período da órbita era de 115 minutos [4].

Recentemente, verificou-se que a exploração espacial pode ser efectuada de forma mais rentável, assistindo-se a uma tendência de deixar projectos multifuncionais de grande envergadura e adoptar satélites mais pequenos com funções específicas. Assim, reduzindo o tamanho e as funcionalidades, criam-se satélites com um menor custo, mais simples e, consequentemente, mais rápidos de projectar e construir. Esta situação pode conduzir à sua produção em massa e, em caso de falha, o risco financeiro de todo o projecto é inferior. Devido às suas reduzidas massas, os lançamentos podem ser feitos em *piggyback*, isto é, estes satélites podem ser lançados ao mesmo tempo que outros satélites maiores. Desta forma, o custo de lançamento é menor. Os satélites de pequenas dimensões permitem ainda realizar missões que, para satélites maiores, seriam extremamente complicadas, tais como a criação de constelações (*swarms*) para comunicação ou para recolher dados de múltiplos pontos [5].

No entanto, existe um elevado número de limitações associadas a este tipo de satélites. O seu tempo de vida é inferior aos de grande porte, devido ao facto de o seu decaimento orbital ser mais rápido. A capacidade dos dispositivos físicos a bordo também é menor, pelo que se espera que tenham uma menor capacidade de armazenamento energético e, consequentemente, uma menor potência na transmissão de dados.

5

Os satélites de pequeno porte oferecem ainda a oportunidade de países com uma indústria aeroespacial menos desenvolvida se envolverem tecnologicamente nesta área, impulsionando a criação de novos projectos, possivelmente com o intuito de servir a nação [3]. No caso específico de Portugal, apenas foi lançado um satélite, intitulado PoSat-1, tendo Portugal aderido à ESA anos mais tarde, em 1999 [5].

O PoSat-1 foi lançado no dia 27 de Setembro de 1993, com os objectivos de preparar as indústrias portuguesa para abertura aos mercados espaciais internacionais, permitir o contacto dos engenheiros com tecnologias espaciais e demostrar os tipos de serviços que podem ser disponibilizados por pequenos satélites. Os serviços prestados compreendiam a transmissão de dados, podendo estes ser cifrados, envio de fotografias do planeta e informação meteorológica. Este satélite, construído na Universidade de Surrey, forneceu ainda comunicações de voz às forças nacionais que se encontravam destacadas em Angola, Zaire e Bósnia [6]. O satélite possuía uma estrutura de alumínio, a sua massa era de 50 kg e a sua órbita durava 101 minutos. Em 2006, o satélite deixou comunicar com a estação de controlo, estando agora inoperacional, estando a reentrada na atmosfera prevista para 2040².

2.1. Classificações dos satélites

Quatro anos após o lançamento do Sputnik-1, a 12 de Dezembro de 1961, foi lançado o primeiro satélite totalmente construído por amadores, o OSCAR-1. Foi lançado em *piggyback* com o satélite de reconhecimento americano KH-3. A sua massa era de 4.5 kg e possuía um rádio que enviava repetidamente a palavra "hi" em código Morse. Globalmente, nos anos 80 e 90 os microssatélites foram frequentemente utilizados pelos soviéticos e americanos. No total, nessas duas décadas, foram lançados 238 minissatélites e 240 microssatélites [7].

Segundo [7] os satélites são classificados, conforme a sua massa, em:

- Grandes satélites massa superior a 1000 kg;
- Médios satélites entre 500 kg e 1000 kg;
- Minissatélites entre 100 kg e 500 kg;
- Microssatélites entre 10 kg e 100 kg;
- Nanossatélites entre 1 kg e 10 kg;
- Picossatélites entre 0.1 kg e 1 kg;
- Fenitossatélites massa inferior a 0.1 kg.

O número crescente de lançamentos com sucesso levou à criação de uma norma que uniformizasse as dimensões dos pequenos satélites. Assim, é possível reduzir os custos e o tempo de desenvolvimento dos mesmos, nomeadamente com a criação de módulos comerciais. Do mesmo modo, o acesso ao espaço é facilitado, pois, com a normalização, os lançadores tomam-se genéricos. Por fim, a crescente procura por estes sistemas faz aumentar o número de lançamentos, que podem ser mais frequentes [8].

² http://www.fernandocarvalhorodrigues.eu/posat/ - Acedido em 4 de Dezembro de 2014.

As primeiras especificações para o CubeSat foram propostas pelo Prof Jordi Puig-Suari, da California PolyTechnic State University, e pelo Prof. Bob Twiggs, da Stanford University's Space Systems Develpment Laboratory [8]. O objectivo era proporcionar aos alunos de pós-graduação a capacidade de produzir e testar projectos em ambiente espacial. O formato 1U proposto é um cubo de 10 cm de aresta e massa até 1.33 kg, conforme ilustrado na Figura 2.1. Os satélites podiam ser expandidos até o formato 3U, composto com três blocos 1U sequenciais, atingido o comprimento de 30 cm. Os primeiros CubeSats foram lançados em Junho de 2003 [9].



Figura 2.1 - Estrutura de um CubeSat de 1U³.

Em 1998, Bob Twiggs desenvolveu um novo sistema que permite libertar estes pequenos satélites quando atingem a órbita de operação. Este sistema, representado na Figura 2.2, é denominado Lançador Orbital de Vários Picossatélites (P-POD). Este é constituído por uma mola que impulsiona os satélites para fora de um recipiente e consegue armazenar entre um e três satélites no formato 1U. O referido sistema é largamente utilizado, pois minimiza a interferência física com a carga primária do lançador [9].



Figura 2.2 - Libertador orbital de vários picossatélites (P-POD) [9].

³ http://www.clyde-space.com/documents/40/40-large.jpp - Acedido em 22 de Dezembro de 2014.

2.2. Missões de nanossatélites

Analisando os dados dos 55 nanossatélites enviados para o espaço entre 2004 e 2007 conclui-se que os objectivos principais destes são:

- Demonstração de tecnologia Testar novos componentes ou sistemas para a indústria espacial;
- **Comunicações** Fornecer serviços de comunicações a alguma parte do mundo;
- Ciência Recolha de dados para uma determinada área de investigação ou estudo;
- Mensagens Texto Testar dispositivos ou fornecer serviços para envio de mensagens via satélite;
- Calibração Experiências para calibrar dispositivos como magnetómetros ou câmaras;
- Radioamadorismo Efectuar experiências conduzidas pela comunidade de radioamadores.

Observando a Figura 2.3, que mostra a distribuição dos objectivos anteriormente referidos, conclui-se que, maioritariamente, os nanossatélites têm como principal foco o teste de novas tecnologias para a indústria espacial⁴.



Figura 2.3 - Distribuição percentual dos objectivos dos nanossatélites⁴.

2.3. Evolução dos satélites de reduzidas dimensões

Analisando os pico e nanossatélites criados desde a sua origem (1957 – 2009), verifica-se que existiu um período, entre 1963 e 1996, em que não existiram lançamentos de satélites desta categoria, como é observável na Figura 2.4. Anteriormente a essa data, o número de nanossatélites produzidos era reduzido e a maior parte destes não foi lançada com sucesso. Posteriormente, nas últimas duas décadas, a situação inverteu-se, verificando-se um aumento do número de lançamentos, maioritariamente com sucesso [10].

⁴ http://xfiudong.free.fr/Appendix6.pdf - Acedido em 10 de Dezembro de 2014.



Figura 2.4 – Lançamentos de pico e nanossatélites, adaptado de [10].

A distribuição geográfica dos criadores de nanossatélites é observável na Figura 2.5. Nesta, é evidente a predominância dos Estados Unidos da América face aos outros países.



Figura 2.5 – Distribuição geográfica de criadores de pico e nanossatélites, adaptado de [10].

O baixo custo associado a este tipo de sistemas depende do contexto associado à missão principal. Por exemplo, para uma missão de educação, é expectável que o satélite custe entre 100 mil e 1 milhão de dólares. No entanto, missões de organizações privadas poderão chegar até aos 10 milhões. Por outro lado, no caso das agências espaciais, pode-se considerar que uma missão é de baixo custo quando este é inferior a 200 milhões de dólares [11].

2.4. Módulos ADCS

Os satélites são sistemas complexos que possuem diversos subsistemas, sendo que cada um está equipado com vários dispositivos que contribuem para o seu correcto funcionamento. Dependendo da missão associada, o satélite necessita de ser colocado numa órbita específica. No entanto, a posição do satélite face à órbita não é estática.

Existe um número elevado de factores que tendem a causar anomalias no satélite. Por exemplo, se o satélite não estiver bem equilibrado, as forças gravíticas do Sol, Lua ou de outros corpos celestes podem criar-lhe movimentos rotacionais. Da mesma forma, os campos magnéticos também

podem criar perturbações. Por outro lado, como o satélite roda em torno do centro da Terra, as forças anteriormente descritas variam ciclicamente, criando uma oscilação no satélite que necessita de ser eliminada. Para pequenos satélites nas órbitas terrestres baixas (LEO, do inglês *Low Earth Orbit*), entre 500 e 1 500 km, as perturbações mais frequentes são causadas pela pressão da radiação solar, pela interacção com o campo magnético terreste, pela resistência da atmosfera terreste e pelo gradiente de gravidade ⁵ [12].

O objectivo do módulo ADCS é monitorizar constantemente a atitude do satélite e actuar sobre este de forma a mantê-lo estável numa determinada orientação em órbita, minimizando os efeitos anteriormente descritos. O movimento de um satélite rígido possui 6 graus de liberdades (3 de translação e 3 de rotação), sendo normalmente modelado por 12 variáveis: 3 posições e 3 velocidades lineares para os movimentos de translação do centro de massa; e 3 ângulos e 3 velocidades angulares para os movimentos de rotação em torno do centro de massa.

A atitude de um veículo é a sua orientação quando este se torna o referencial de referência, isto é, a orientação dos seus eixos relativamente à direcção do seu movimento. A dificuldade de descrever a posição de um corpo em rotação em torno de um ponto fixo é resolvida recorrendo aos ângulos de Euler. Assim, os ângulos de Euler são úteis para o estudo do satélite, visto que este está num ponto bem definido (órbita) e descreve movimentações em torno desse ponto [12], [13].

Infelizmente, não existe uma normalização para os ângulos de rotação de Euler. Assim, no decorrer do presente trabalho, foi escolhida a nomenclatura mais usual nos livros de física, observável na Figura 2.6, que define:

- Pitch (θ) Movimento em torno do eixo horizontal, perpendicular ao eixo longitudinal;
- Roll (ψ) Movimento em torno do eixo horizontal, na direcção do eixo longitudinal;
- Yaw (φ) Movimento em torno do eixo vertical, perpendicular ao eixo longitudinal.



Figura 2.6 – Ângulos de Euler (*roll*, *pitch* e *yaw*).

A orientação do satélite no espaço é definida recorrendo a um sistema de coordenadas fixo no satélite, definido em relação ao seu centro de massa. Neste sistema, o eixo positivo Z aponta para o centro da Terra e o eixo positivo X é tangente à orbita do satélite, observável na Figura 2.7.

⁵ http://www.iitk.ac.in/me/jugnu/adcs.htm - Acedido em 17 de Dezembro de 2014.



Figura 2.7 – Representação do sistema de coordenadas fixo no satélite.

A correcta atitude do satélite depende da missão específica que este estiver a desempenhar. Por exemplo, para efectuar comunicações com a estação terrestre, pretende-se que as antenas estejam apontadas para a Terra. Porém, esta orientação pode não ser a mais indicada para maximizar a recolha de energia solar. Por outro lado, na fase inicial, após a libertação do nanossatélite no espaço, este não possui uma rotação bem definida, pelo que é necessário corrigi-la. Assim, conforme a situação e o objectivo pretendido, o módulo de ADCS pode iniciar um dos seguintes modos⁶:

- Detumbling O momento angular é reduzido de modo a que o algoritmo de determinação de atitude possa convergir. O sistema mede a velocidade de rotação e actua sobre o satélite por forma a diminuí-la. Este modo é iniciado após a libertação no espaço ou caso a rotação do satélite atinja um valor superior a um determinado limite;
- Pointing ou Target Pointing O satélite foca um ponto específico na superfície da Terra. Mesmo com a alteração da sua posição em órbita, o satélite mantém-se focado no ponto. Um exemplo disto é na obtenção de dados topológicos de diversos ângulos do mesmo local terrestre. Este é o modo mais exigente do satélite, em termos de algoritmos de controlo e precisão (Figura 2.8c).
- Manoeuvring ou Nadir Pointing Modo normal de operação. O sistema orienta o satélite para o ponto nadir da Terra, isto é, para o centro esférico desta. É utilizado, por exemplo, quando se pretende efectuar comunicações ou tirar fotografias da superfície terrestre (Figura 2.8b);
- Stabilization ou Inertial Pointing O satélite é orientado de forma a que a sua atitude permaneça fixa. Este modo é utilizado quando se pretende focar objectos ou corpos celestes como estrelas (Figura 2.8a);
- Desaturation Alteração do campo magnético no satélite para de-saturação dos sensores e actuadores do satélite. Os sensores, como os magnetómetros, ou os actuadores, como as rodas de reacção, podem atingir a saturação magnética ficando indisponíveis. Assim é necessário forcar um campo magnético para a contrariar. Durante esta fase, o satélite altera a sua atitude;
- Offline O sistema de correcção de orientação do satélite encontra-se desligado, isto é, não possuí controlo de atitude. No entanto, caso o módulo esteja ligado, pode existir a aquisição de dados e cálculo da posição orbital.

⁶ https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/f/flying-laptop - Acedido em 17 de Dezembro de 2014.



Figura 2.8 – Modos de orientação do satélite: a) Stabilization, b) Manoeuvring e c) Pointing⁷.

Normalmente, os modos anteriores possuem uma sequência específica após a libertação do satélite no espaço. O primeiro modo a ser activado é o *Detumbling*, de forma a estabilizar rapidamente o satélite. Seguidamente, é activado o modo *Stabilization*, sendo o seu foco o Sol. O objectivo desta fase é orientar os painéis fotovoltaicos para a radiação solar, de modo a que estes carreguem as baterias. Posteriormente, o sistema passa ao modo de *Manoeuvring*, para maximizar a performance das comunicações com a estação base. O modo *offline* é utilizado quando as reservas energéticas são escassas ou quando se antecipa a não utilização do satélite por um período prolongado.

2.5. Técnicas de estabilização

Os módulos ADCS são desenvolvidos por forma a eliminarem perturbações externas ou a proporcionarem condições específicas para determinadas missões. Ou seja, dependendo das missões associadas a cada satélite, da sua órbita e dos instrumentos a bordo, é necessário conceber módulos diferentes, quer em *hardware* quer em *software* [14].

Desta forma, o método de estabilização utilizado está intrinsecamente relacionado com os requisitos do sistema. Existem vários métodos de estabilização:

- Gradiente gravítico Este método baseia-se no decréscimo do campo gravítico terreste com o inverso do quadrado da altitude. O satélite liberta uma massa, normalmente esférica, ligada por um cabo com 3 a 6 m. Assim, a massa mais próxima da Terra será mais atraída e o satélite alinhar-se-á com o ponto nadir da Terra;
- Magnética Neste método são utilizados dispositivos para criar campos magnéticos que irão interagir com o campo magnético da Terra (dipolo). Este sistema pode ser elaborado com dispositivos magnéticos permanentes (como imanes) ou controláveis (como indutores), permitindo um maior controlo do satélite;
- Rotação A rotação do satélite cria um vector de momento angular praticamente fixo no espaço inercial. O satélite é colocado a rodar sobre um eixo, por forma a não ser afectado pelas perturbações externas;

⁷ http://www.kleinsatelliten.de/flying_laptop/systeme/lageregelung.en.html - Acedido em 17 de Dezembro de 2014.

- Dupla rotação Baseado no método anterior, este utiliza duas estruturas do satélite, a velocidades angulares diferentes no mesmo eixo. Neste caso, uma estrutura providência o momento angular, enquanto a outra contraria o movimento, de modo a manter os instrumentos de bordo estáveis. As velocidades angulares diferentes são conseguidas com diferentes diâmetros nas duas secções;
- Bias Momentum Este método utiliza uma roda de reacção alinhada com o eixo pitch. A alteração da velocidade dessa roda proporciona uma variação na rotação do satélite nesse eixo. Nos restantes eixos (*yaw* e *roll*) podem ser utilizadas técnicas gravíticas ou magnéticas para orientar o satélite para o ponto nadir da Terra.
- Anulação do momento Similar ao método anterior, este utiliza rodas de reacção nos três eixos da nave. As rodas são aceleradas lentamente na mesma direcção da perturbação externa até atingirem a sua saturação (velocidade máxima). Isto implica a existência de outros actuadores, por exemplo propulsor a gás, para efectuar a sua de-saturação.

Na Tabela 2.1 é efectuada a comparação das diferentes técnicas de estabilização mencionadas anteriormente. Como era expectável, observa-se que a exactidão dos sistemas de controlo passivos (gradiente gravítico e magnético) é inferior à dos restantes sistemas activos. No entanto, em situações limitadas são uma opção a ponderar. Actualmente a técnica de estabilização mais utilizada é a de anulação de momento pois permite manobrar os três eixos do satélite. Estas correcções podem afectar a orbita do satélite e, consequentemente, o tempo de vida do satélite.

Тіро	Orientação	Exactidão [graus]	Eixos	Tempo de vida
Gradiente gravitacional	Limitada, apenas para centro da Terra	5	2	-
Magnética passiva	Limitado ao polo norte ou sul	5	2	-
Rotação	Inercial fixo em qualquer direcção, direccionamento de precisão	1	2	Depende do propulsor
Dupla rotação	Limitado pela articulação entre as duas plataformas	1	2	Depende do propulsor e do desgaste da interligação entre as duas partes
Bias Momentum	Indicado foco da superfície terrestre	1	2	Depende do desgaste das rodas utilizadas
Anulação do momento	Total flexibilidade	1	3	Depende do sistema de de-saturação

Tabela 2.1 – Comparação de diferentes técnicas de estabilização, adaptado de [14], [15], [16].

2.6. Arquitectura

Analisando um módulo ADCS, este pode ser dividido genericamente em dois subgrupos com funções distintas [13]:

- Determinação de atitude Utiliza sensores para verificar a posição actual da nave;
- Controlo de atitude Manipula intencionalmente o satélite, recorrendo aos actuadores, de forma a estabelecer uma atitude desejada.

Actualmente, existem vários pico e nanossatélites, como por exemplo o Xatcobeo⁸, que não necessitam de ADCS e, portanto, não possuem dispositivos para determinar ou corrigir os seus parâmetros orbitais. No entanto, podem existir sistemas monitorizados sem que exista controlo. Já o contrário não é possível: para existir controlo sobre o veículo espacial é necessário determinar correctamente a sua atitude.

A Figura 2.9 representa os principais blocos constituintes dum ADCS completo, isto é, possuindo determinação e controlo de atitude. A interligação destes dois subgrupos é efectuada recorrendo a uma unidade de processamento (CPU). Esta recolhe os dados dos sensores, processa-os e armazena o resultado. Posteriormente são calculadas as correcções necessárias, enviando essa informação para os *drivers* dos actuadores.



Figura 2.9 - Arquitectura genérica de um módulo ADCS, adaptado de [16].

⁸ https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/xatcobeo - Acedido em 18 de Dezembro de 2014.

2.6.1. Sensores

A determinação da atitude de um veículo espacial requer um conjunto de sensores capazes de determinar vários valores, nomeadamente as suas velocidades angulares e respectivas taxas de variação. Estas informações têm de ser fornecidas continuamente e com exactidão suficiente para a missão requerida. Assim, na escolha dos sensores é necessário ter em consideração que existem sensores que não conseguem fornecer informação constantemente, como o caso de um sensor solar, quando o satélite está em eclipse [14].

Existem duas categorias de sensores: sensores de referência, que fornecem um valor face a uma referência, por exemplo face à direcção do Sol, de um planeta ou de uma estrela; e sensores de inércia, que fornecem leituras de atitude contínuas. Devido ao ruído e imperfeições do sensor, existem sempre erros associados às medições deste que necessitam de ser corrigidos. Assim, realizando calibrações com um valor de referência, a atitude pode manter uma tolerância aceitável. Para melhorar o desempenho do sistema são normalmente utilizados os dois sistemas em conjunto, o que traz implicações no custo, consumo energético e massa [12], [14].

A fim de proporcionar uma detecção mais precisa e mais robusta a erros, são frequentemente utilizados sensores redundantes. A redundância reduz ainda a probabilidade de colapso do sistema, pois se um sensor se danificar é possível utilizar apenas a informação do redundante. O tratamento da informação dos diferentes tipos de sensores, relativos ou inerciais, e respectiva fusão é essencial para se criar um sistema que obtenha dados fidedignos, posteriormente utilizados como referência para o controlo do satélite.

A tecnologia de componentes tem evoluído significativamente durantes os últimos anos, aumentando a fiabilidade e diminuindo o tamanho dos dispositivos electrónicos. Foram ainda criados sistemas de posicionamento global, como o GPS, e surgiram novos sensores elaborados com tecnologia de fabricação de sistemas micro electromecânicos (MEMS) [9].

Na Tabela 2.2 são apresentados alguns dos sensores que podem ser utilizados na orientação de um satélite, bem como vantagens e desvantagens para cada sensor. É ainda possível observar o objectivo e a exactidão de cada um. Dos sensores apresentados, a orientação pelas estrelas recorrendo a câmaras é a mais exacta, exigindo um processamento complexo para determinar a posição do satélite. Apesar de os magnetómetros e giroscópios MEMS possuírem uma exactidão inferior aos outros sensores, são opções viáveis para nanossatélites devido às suas dimensões e custos reduzidos. É necessário ter em consideração que a exactidão dum giroscópio se altera com o tempo de funcionamento, e que os acelerómetros e magnetómetros necessitam de campo gravítico e magnético, pelo que só funcionam em orbitas de planetas baixas. A forma mais simples para obtenção da posição absoluta do satélite é utilizando um GPS. No entanto, a sua utilização em altitudes superiores a 18 km requer uma licença de utilização.

Sensor	Breve explicação	Exactidão [graus]	Eixos	Vantagens	Desvantagens
Sensor Solar	Determina posição do satélite relativamente ao Sol	0.1	2	Custo reduzido, utilização simples, fiável	Não é possível utilizar na fase em eclipse
Câmara (Orientação pelas estrelas)	Recorre a uma base de dados interna e compara com as estrelas observadas para calcular a posição do satélite	0.001	3	Elevada exactidão, posição absoluta	Custo, elevada massa, processamento complexo
Sensor de Horizonte	Detecta a transição da Terra para o espaço devido à radiação infravermelha; a posição é relativa à Terra	0.03	2	Exactidão	Custo, dependente da órbita
Magnetómetro (MEMS)	Mede a intensidade do campo magnético da Terra; a utilização de três eixos permite determinar a posição com base na direcção do campo magnético	0.5 - 5	1-3	Custo reduzido, Compacto	Funcionamento apenas em órbitas baixas
Giroscópio (MEMS)	Expressa as alterações angulares sofridas pelo satélite	0.01/hora	3	Exactidão	Custo, alteração da exactidão com o tempo
GPS	Determina a posição exacta do satélite com base na informação enviada por outros satélites	0.1 - 1	-	Fácil utilização, posição absoluta	Necessária licença

Tabela 2.2 - Comparação dos sensores de atitude, adaptado de [14], [15], [17].

2.6.2. Actuadores

O controlo de atitude de um satélite, analogamente à determinação de atitude, necessita de um conjunto de actuadores para o controlar. O módulo ADCS controla a atitude do satélite impondo-lhe forças através de vários actuadores. Ao contrário do que acontece com os sensores, o tamanho e a potência consumida reduzem o número de actuadores possíveis, implicando que a maioria dos sistemas não possua actuadores redundantes. Na escolha de actuadores é ainda necessário ter em consideração a dimensão e o tempo de vida do satélite. Por exemplo, no caso de ser utilizado um propulsor a gás, a reserva presente no satélite limita o número de correcções possíveis de serem efectuadas. [12].

Existem vários actuadores e cada um é projectado para compensar um efeito específico. Os actuadores podem ser divididos em inerciais ou não. Os primeiros são dispositivos que geram binários, modificando o momento angular do veículo espacial. São exemplos as rodas de reacção e os giroscópios. Os dispositivos não inerciais utilizam as perturbações externas para contribuírem favoravelmente ao pretendido. As técnicas mais comuns são a utilização de indutores e da pressão de radiação solar. Estas técnicas são maioritariamente utilizadas em satélites LEO e já foram utilizadas em sondas como a Hayabusa [14]. Neste caso, a pressão da radiação solar foi utilizada como mecanismo de recuperação do controlo de atitude após o insucesso das rodas de reacção.

A Tabela 2.3 expõe alguns dos actuadores que podem ser utilizados em satélites. Para cada um são apresentadas as suas vantagens e desvantagens, a gama de actuação e ainda uma breve descrição do mesmo.

Actuador	Breve descrição	Gama de actuação	Vantagens	Desvantagens
Propulsor a Gás	Libertação de um gás que gera uma força de reacção do satélite	0.1 – 5 N (frio) 0.5 – 9 000 N (quente)	Elevada exactidão, grande gama de forças possíveis	Fonte esgotável de combustível, grandes dimensões
Bobina magnética	Cria um campo magnético que interage com um campo externo (por exemplo com o da Terra)	10 µNm – 0.04 Nm	Baixo momento magnético residual, massa reduzida, sem partes móveis	Utilizável em órbitas baixas, necessita de um campo magnético externo
Roda de reacção	A velocidade de rotação altera o binário criado num determinado eixo	0.001 – 1 Nm	Precisão elevada, não depende de forças externas	Grandes dimensões, custo elevado

Tabela 2.3 - Comparação dos actuadores de controlo de atitude [14], [17], [18].

2.6.3. CPU

O módulo ADCS deve manter o controlo da atitude do satélite, como já foi referido, na presença de perturbações externas. Sequencialmente, esta unidade recolhe os dados fornecidos pelos sensores, processa-os e gera sinais de controlo, actuando sobre o satélite. De forma a gerar os sinais de controlo, é necessário o conhecimento de parâmetros actuais, como o campo magnético num eixo, e de taxas de variação dos mesmos.

O algoritmo de controlo é efectuado em malha fechada e é realizado automaticamente a bordo do satélite. Como observável na Figura 2.10, é utilizada pelo algoritmo, a diferença entre a atitude estimada, recolhida pelos sensores, e a atitude desejada. Seguidamente, este acciona os actuadores de forma adequada, no sentido de reduzir e eliminar estas diferenças [16].



Figura 2.10 - Diagrama dum algoritmo de controlo, adaptado de [16].

A fim de assegurar a viabilidade do sistema são implementados mecanismos de controlo de falhas de *hardware* e/ou *software*. Enquanto as falhas a nível de *software* podem originar a reinicialização do sistema, as falhas a nível de *hardware* podem implicar o corte da alimentação do sensor ou actuador [19].

2.7. ADCS para pequenos satélites

O SNAP-1 foi o primeiro nanossatélite a utilizar um ADCS para efectuar a estabilização nos três eixos de rotação. A sua principal função era demostrar a possibilidade de utilização deste tipo de controlo em pequenos satélites. O satélite foi desenvolvido e construído pela Surrey Satellite Technology, Inc, sendo lançado a bordo do foguete russo Cosmos, em Junho de 2000. Como actuadores, possuía três indutores e uma roda de momento. A determinação da atitude era efectuada com base num magnetómetro de três eixos. O SNAP-1 foi ainda o primeiro nanossatélite a utilizar GPS para determinar a sua posição orbital. Esta experiência revelou que os pequenos satélites podem estabilizar os três eixos de rotação e efectuar manobras orbitais complexas [20].

Analisando os dados dos nanossatélites lançados até 2009, conclui-se que aproximadamente dois quintos dos satélites utilizaram sistemas de controlo de atitude passivo. Na mesma percentagem existem nanossatélites com controlo activo. Os sensores e actuadores mais utilizados nos pico e nanossatélites podem ser observados na Figura 2.11 e na Figura 2.12, respectivamente [10].



Figura 2.11 - Percentagem dos sensor utilizados por pico e nanossatélite, adaptado de [10].





Por forma a comparar o número de sensores, actuadores e método de estabilização utilizados por outros nanossatélites, foram analisados em detalhe alguns CubeSat. Os resultados são apresentados na Tabela 2.4.

	Tamanho (U)	Sensores						Actuadores					
Satélite		Magnetómetros	Giroscópio	Acelerómetro	Solar	GPS	Camara	Rodas de reacção	Indutores	Imanes	Gás	Estabilização	
Jugnu	3	3	3			1		3	>1			Optimização no eixo z	
Quake Sat	3				IR					4			
Aalto-1	3	1	1	1			1	3	3				
STRaND-1	3	1		1		1	2	3	3			Limita a rotação nos eixos x e z	
Armadillo	3	1	1	2	3	1		3	2			Estabilização nos 3 eixos com 1º de precisão	
All-Star	3	3	1			1	1	3	3				
RAX	3		3		6	1				1		Apenas no eixo z, sem <i>detumbling</i>	
Delfi C3	3				Ρ					1		Controlo do eixo z	
ITU-pSAT-2	3	>1	>1	>1	>1	1	1	>1	>1				
DICE	1,5	1			IR	1	1		1	4			
BeeSat-3	1		1		6					1		Controlo passivo nos 3 eixos	
ESTCube-1	1	1	1		6		1		3			Controlo sobro o eixo de rotação	

Tabela 2.4 - Comparação dos tipos de sensores e actuadores mais utilizados em CubeSat9.

Notas: IR – Sensores infravermelhos; P – Medição indirecta através da intensidade luminosa incidente nos painéis fotovoltaicos;

Observando os dados anteriormente apresentados, verifica-se que os satélites utilizam maioritariamente sensores como magnetómetros, giroscópios e sensores solares. Os actuadores mais comuns são os indutores (estabilização activa) e os imanes (estabilização passiva). Em satélites de maiores dimensões, nomeadamente com a forma 3U, também costumam ser utilizadas rodas de reacção para uma estabilização mais exacta.

⁹ https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions - Acedido em 21 de Dezembro de 2014.

Actualmente, existem no mercado várias opções comerciais de módulos ADCS para nanossatélites. A Tabela 2.5 apresenta alguns dos módulos disponíveis com a norma CubeSat.

Marca	Clyde Space ¹⁰	Blue Canyon Technologies (XACT HP) ¹¹	Blue Canyon Technologies (XACT Lite)	Maryland Aerospace (MAI-400) ¹²	GomSpace (NanoMind A712D) ¹³
Exactidão [graus]	5	0.007	1	-	10
Massa [kg]	-	0.85	0.70	0.69	0.055
Dimensões [mm]	90 x 95 x 15	100 x 100 x 50 (0.5 U)	100 x 100 x 50 (0.5 U)	100 x 100 x 56 (0.5 U)	90 x 95 x 15
Interfaces	l ² C	l ² C e SPI	I ² C e SPI	I ² C e UART	CAN e l ² C
Sensores	Sensor temperatura, magnetómetros e giroscópio, interface para sensores solares e <i>board</i> de GPS	Giroscópio, acelerómetro, sensor solar, magnetómetro, sensor estrelar	Giroscópio, acelerómetro, sensor solar, magnetómetro	Magnetómetro 3 eixos e duas camaras de horizonte;	Magnetómetro, Interface para 6 sensores solares e 3 giroscópios
Actuadores	Interface para 3 rodas de reacção e para 3 indutores nos painéis fotovoltaicos	Rodas de momento, indutores	Rodas de momento, indutores	Roda de reacção e indutor; ou 3 rodas de reacção;	Interface para 3 indutores nos painéis fotovoltaicos
Consumo Máximo [W]	-	2.83	2.53	2.2	0.31
Preço [Dólares \$]	18 850	-	-	69 995	4 750

Tabela 2.5 – Módulos disponíveis para incorporação em nanossatélites com a norma CubeSat.

Os sistemas comerciais possuem diferentes formatos, podendo distinguir-se dois tipos: placas independentes, às quais é necessário adicionar sensores e/ou actuadores; e módulos completos. Os últimos têm como vantagem a elevada exactidão, que nalguns casos pode chegar à milionésima de grau, e a garantia do seu correcto funcionamento, devido aos testes que são efectuados pelas empresas. O tamanho e o custo destes sistemas são desvantagens que podem condicionar a sua integração em satélites CubeSat de pequenas dimensões.

Desse modo, existem organizações que desenvolvem os seus próprios módulos ADCS. Um exemplo é o módulo desenvolvido pelo French South African Institute of Technology e pelo Electronic System's Laboratory na universidade de Stellenbosch, observável na Figura 2.13. Este inclui três saídas para os actuadores nos painéis solares e um magnetómetro de três eixos. O algoritmo de controlo é efectuado num microprocessador Atmel para estabilizar o satélite numa rotação segundo um eixo¹⁴.

¹⁰ http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/adcs/299_cubesat-adcs-module - Acedido em 21 de Dezembro de 2014.

¹¹ http://bluecanyontech.com/all_products/cubesats/. - Acedido em 21 de Dezembro de 2014.

¹² http://maiaero.com/products/s/mai-400/. - Acedido em 21 de Dezembro de 2014.

¹³ http://gomspace.com/index.php?p=products-a712c. - Acedido em 21 de Dezembro de 2014.

¹⁴ https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/zacube-1. - Acedido em 21 de Dezembro de 2014.



Figura 2.13 – Foto do módulo ADCS ZACUBE desenvolvido com inductores visíveis.

Capítulo 3

Arquitectura

A arquitectura dos subsistemas de um satélite está directamente relacionada com os requisitos globais deste. Os requisitos iniciais do módulo ADCS para o ISTNanosat-1 são apresentados em seguida, subdivididos em funções permanentes e secundárias, comandos de entrada e de saída e ainda aspectos não funcionais (por exemplo redundância).

As funções permanentes são acções realizadas constantemente pelo sistema, sendo executadas em segundo plano quando estão a decorrer funções específicas:

- Determinar a atitude do satélite por medições inerciais;
- Determinar a posição do satélite na orbital recorrendo a coordenadas GPS;
- Calcular e corrigir a diferença observada entre os dois métodos anteriores;
- Calcular a velocidade angular do satélite segundo o eixo z (orientado para a Terra);
- Verificar o correcto funcionamento dos sensores e actuadores.

As funções secundárias ou específicas são realizadas apenas quando necessárias. Estas podem ser desencadeadas pelo sistema ou pela estação terrestre controladora:

- Reduzir o momento angular do nanossatélite após a sua libertação no espaço;
- Orientar o satélite para um ponto específico;
- De-saturar os sensores e actuadores necessários.

O módulo também necessita de receber comandos de outros subsistemas, nomeadamente com o objectivo de:

- Seleccionar uma função específica;
- Alterar o estado para modo sleep ou safe.

De forma análoga ao anterior, o ADCS necessita de responder a comandos com informações do estado interno e do satélite:

- Providenciar informação sobre a atitude do satélite;
- Reportar o estado de operação, dos sensores e dos actuadores.

Além disso, é necessário ter em consideração os erros que podem ocorrer quando o satélite estiver no espaço. Assim, é necessário redundância nos sistemas, de forma a:

- Possibilitar que se reinicie o microprocessador externamente ou desligue totalmente um módulo.
- Proporcionar uma opção para corte da alimentação em caso de sobrecarga.
- Permitir desligar os sensores e actuadores do sistema.

Os módulos comerciais apresentam algumas soluções para os requisitos anteriores. No entanto, dada a dimensão reduzida do ISTNanosat-1, pretende-se que o sistema ocupe apenas uma placa de um CubeSat. Desta forma, são invalidadas algumas das opções comerciais, nomeadamente os sistemas de actuação e controlo mais complexos que ocupam um grande volume, por exemplo com rodas de inércia. Outro facto a ter em consideração é o elevado custo dos módulos.

Assim, pretende-se criar um sistema com uma arquitectura semelhante aos dos módulos comerciais existentes, mas que satisfaça os requisitos a um custo inferior. Em termos de *hardware*, planeia-se incorporar todos os sensores na placa do módulo, utilizando os indutores nos painéis fotovoltaicos como actuadores.

No início do projecto existiam duas arquitecturas possíveis a implementar na elaboração do ADCS. Uma das opções era dividir a unidade de processamento com outros subsistemas do nanossatélite, por exemplo COM e/ou CDH. Deste modo, a placa do ADCS apenas possuiria o *hardware* necessário ao condicionamento dos sinais dos sensores e os *drivers* dos actuadores. Esta opção reduz o custo da placa, permitindo reutilizar os processadores já existentes no satélite. A Figura 3.1 apresenta a primeira arquitectura proposta.



Figura 3.1 - Primeira opção de arquitectura para o módulo ADCS do ISTNanosat-1.

A outra opção, observável na Figura 3.2, corresponderia a uma implementação na qual a unidade de processamento é incorporada no módulo. Desta forma, todo o processamento referente ao cálculo da atitude e de posição orbital do satélite seria efectuado num único microprocessador. Esta arquitectura tem como principal vantagem a independência dos outros subsistemas.

Por forma a determinar qual a melhor arquitectura e ter uma noção da complexidade do algoritmo de determinação de atitude, efectuou-se um teste com recurso a sensores genéricos e uma plataforma de prototipagem rápida. Os resultados desta pré-avaliação validaram a utilização de um microcontrolador com poucos requisitos computacionais, por exemplo da família MSP430 da Texas Instruments. Estes microcontroladores de 16-bits são desenhados para aplicações embebidas de baixo
custo e consumo energético¹⁵, tornando-os uma boa escolha nesta aplicação. Possuem ainda uma frequência de operação até 25 MHz e vários periféricos internos para possibilitar a fácil e rápida ligação com diferentes periféricos. Por estes motivos existem módulos comerciais para nanossatélites que utilizam esta família de microcontroladores: por exemplo CubeSat Kit¹⁶ e Cosmic X-Ray Background Nanosat.



Figura 3.2 – Segunda opção de arquitectura para o módulo ADCS do ISTNanosat-1.

Com o decorrer e avanço do projecto, nomeadamente dos restantes subsistemas, verificou-se que as funções desempenhadas pelo CDH eram de baixa complexidade, sendo apenas executadas esporadicamente, por exemplo para diagnósticos do sistema. Assim, sendo pouco exigentes em recursos computacionais, decidiu-se incorporar o CDH e o ADCS numa só placa, originando o sistema de gestão e determinação de atitude do ISTNanosat-1: OBC.

Contudo, desta forma, não existirá um mecanismo de redundância de *software* como a possibilitada pela primeira opção apresentada. Por forma a aumentar a fiabilidade das ligações e aproveitar o espaço disponível, foram adicionados conectores internos para expansão ao módulo *Beacon* e ao *modem* GMSK. A arquitectura escolhida para a implementação do OBC está representada na Figura 3.3.

¹⁵ http://microcontroller.com/news/Texas_Instruments_MSP430_5xx.asp - Acedido em 16 de Abril de 2016.

¹⁶ http://www.cubesatkit.com/ - Acedido em 16 de Abril de 2016.



Figura 3.3 – Arquitectura escolhida para o módulo OBC do ISTNanosat-1.

Perante esta arquitectura, os requisitos específicos do sistema OBC do ISTNanosat-1 são:

- Determinar a atitude do satélite por medições inerciais;
- Calcular a velocidade angular do satélite segundo o eixo z;
- Providenciar informação sobre a atitude do satélite;
- Verificar o correcto funcionamento dos sensores;
- Reportar o estado de operação e dos sensores;
- Permitir desligar os sensores do sistema;
- Possibilitar que se reinicie o microprocessador externamente;
- Incorporar um conversor de tensão de alimentação independente da EPS;
- Proporcionar uma opção para corte da alimentação em caso de sobrecarga;
- Gerar sinais com diferentes factores de ciclo para os controladores dos magnetorquers;
- Incorporar uma interface para recolha de coordenadas dum receptor GNSS;
- Proporcionar interfaces com o Modem GMSK e com o Beacon;
- Executar operações através de comandos I2C.

Capítulo 4

Projecto do Sistema de Gestão e Determinação de Atitude

O primeiro passo após a definição da arquitectura é escolher os componentes principais do sistema, definir as interfaces e as ligações necessárias a cada módulo. O objectivo deste capítulo é identificar e explicar as funcionalidades de cada módulo, identificando quais são as funções implementadas em *hardware* e *software*.

O projecto de *hardware* aborda as questões sobre a interligação física dos diferentes módulos do sistema. Primeiramente é abordada a interface lógica do sistema onde são discutidas e definidas as interfaces e posteriormente é abordado a alimentação do sistema, regulação, controlo e distribuição. Por outro lado, o projecto de *software* aborda os algoritmos utilizados e a sequência lógica de funcionamento, bem como o protocolo envolvido na comunicação com outros subsistemas.

No entanto, apesar de algumas funcionalidades serem implementadas totalmente em *hardware*, por exemplo o sistema de regulação e corte, a maioria dos módulos envolve as duas vertentes. As interfaces de comunicações entre sub-sistemas são um exemplo desta interligação onde a camada protocolar é implementada sobre um SO e as questões de bloqueio e gestão dos barramentos é efectuado recorrendo a *hardware* específico.

4.1. Projecto de hardware

O projecto de *hardware* teve em consideração os objectivos gerais do sistema, estando divido em diversos módulos. Cada módulo é analisado individualmente, por forma definir a sua interface lógica e eléctrica. Na Figura 4.1 é possível de observar o diagrama de blocos do sistema.



Figura 4.1 - Esquema lógico do módulo OBC do ISTNanosat-1.

Um dos primeiros pontos a considerar são os sensores necessários ao satélite. Como já referido, o propósito dos sensores inerciais é determinar a posição relativa do satélite face a um sistema de coordenadas. No caso de um sistema com 3 DOF os sensores mais comuns são o magnetómetro ou acelerómetro (3 eixos). Combinando dois destes sensores origina-se um sistema com 6 DOF. Adicionando um giroscópio (3 eixos) é possível criar um sistema com 9 DOF. O giroscópio providencia a velocidade de rotação instantânea que permite corrigir alguns problemas do método anterior¹⁷. Portanto decidiu-se utilizar um primeiro sensor integrado que incorporasse todos os três tipos de sensores. No entanto, e por uma questão de redundância e de maior exactidão na determinação dos campos magnéticos criados pelos *magnetorquers*, optou-se por um segundo sensor apenas magnético. Por fim, por forma a determinar com exactidão a temperatura observada no interior do satélite, decidiu-se utilizar um terceiro sensor, de temperatura.

Foi escolhido utilizar o protocolo SPI para interligar estes sensores. É um protocolo normalmente utilizado em sensores e está orientado a comunicações centralizadas, isto é, entre um *master* e vários *slaves*. Na topologia apresentada, com os sensores em paralelo, o MISO, MOSI e CLK são comuns a todos os integrados. Isto significa que além das três linhas de barramento é necessário utilizar um chip select (CS) para cada *slave* adicional.

No entanto, para ser possível determinar o local da orbita em que este o satélite se encontra é necessário adicionar sensores de posicionamento absoluto. Para isso é necessário utilizar um GNSS, acrescentando mais um grau de liberdade ao sistema: 10 DOF. A comunicação com este módulo é efectuada pelo barramento principal (PC104) com o protocolo de comunicação série assíncrono

¹⁷ http://embedded-computing.com/articles/basics-6dof-9dof-sensor-fusion - Acedido em 13 de Abril de 2016.

(UART). O barramento principal do satélite (PC104) é constituído por 104 ligações, sendo algumas definidas pelo *standard* Cubsat, nomeadamente para alimentação e comunicação entre subsistemas.

Como este sistema irá alojar a parte de *Housekeeping* de todo o satélite, é necessário garantir que esta comunique com os restantes subsistemas. Foi decidido utilizar o protocolo I2C pois permite endereçar vários subsistemas e efectuar comunicações bidireccionais, necessitando apenas de duas linhas (dados e relógio). Por uma questão de redundância, são utilizados dois barramentos e dois *drivers* físicos distintos. Assim, caso um destes falhe e fique por exemplo bloqueado, o outro barramento entrará em funcionamento. Para uma protecção adicional são adicionados *buffers* I2C externos ao microcontrolador que são automaticamente desligados do barramento principal em caso de bloqueio das linhas. Assim, por exemplo, caso exista um bloqueio da interface do microcontrolador causado por radiação, o subsistema afectado não afecta os restantes subsistemas presentes no mesmo barramento.

Foi decidido pela equipa do projecto que o circuito de driver dos *magnetorquers* ficará nos painéis fotovoltaicos. Desta forma liberta-se espaço na PCB do sistema e os sinais de controlo (PWM) podem ser enviados pelo PC104 devido à sua baixa corrente e amplitude. Caso estes ficassem na placa principal poderiam ocorrer problemas com o ruído gerado quando estes estavam a gerar as PWMs para driver dos indutores. A geração dos sinais de controlo é realizada por *drivers* internos do microcontrolador com recurso a 2 timers independentes e 6 saídas com factores de ciclo controláveis.

Além da interface JTAG, necessária para programação do microprocessador, acrescenta-se um conversor série/USB para o sistema poder comunicar facilmente com qualquer computador. Desta forma é possível interagir com o satélite quando este estiver dentro do P-POD na preparação para o lançamento. Com esta interface é ainda possível ter indicações de erros ocorridos quando se estiver a testar o sistema. Por forma a guardar dados de experiências foi ainda adicionado um *socket* para cartões microSD. Foi ainda adicionado um *socket* para incorporar um módulo Bluetooth de modo a possibilitar a utilização do sistema remotamente. Desta forma, os processos de calibração e verificação dos sensores de atitude ficam facilitados pois aumenta a liberdade de movimentos e permite o afastamento do sistema de fontes de interferência, por exemplo, campos magnéticos gerados por equipamentos eléctricos.

Além das ligações ao barramento principal do satélite são necessários ainda dois conectores para expansão: um para o módulo Beacon e outro para um *modem* GMSK. A interface para ligar o *Beacon* ao OBC foi determinada pela robustez necessária deste módulo. O *Beacon* é um dos elementos básicos do satélite que permite identificá-lo e localizá-lo. Este transmite uma sinal de onda contínua (CW) que é codificada utilizando Código Morse. É um módulo independente do restante sistema de telecomunicações que geralmente difunde uma mensagem com o seu identificador e alguma telemetria do satélite¹⁸. Para este recolher os dados de telemetria de todo o satélite, foi decidido utilizar uma interface SPI que comunica directamente o OBC. Além desta interface são também necessárias quatro linhas bidireccionais (GPIO) com o microcontrolador e os sinais de Reset e Fault comuns a todos os subsistemas, determinantes para saber o estado do satélite.

¹⁸ http://www.spacegrant.hawaii.edu/reports/20_FA08/RIwami_FA08.pdf - Acedido em 13 de Abril de 2016.

Tal como o *Beacon*, o *modem* GMSK é um módulo independente do OBC e tem como função a conversão de informação digital em sinais rádio e vice-versa. Para comunicar com os sistemas, nomeadamente para a comunicação com OBC, é utilizada uma interface SPI, 4 GPIOs que gerem interrupções no microcontrolador e ainda uma entrada analógica para leitura da corrente consumida pelo *modem*. Além destes sinais foi considerada a interface com outros sistemas comerciais e foi necessário efectuar ligações extras ao PC104.

O projecto de *hardware* teve também em especial consideração a robustez da alimentação do sistema. No ISTnanosat-1 as alimentações são comuns a todos os subsistemas o que poderá causar alguns problemas. Por exemplo, caso exista um curto-circuito o EPS irá desligar essa alimentação o que implicará que nenhum dos outros subsistemas ficará alimentado. Para minimizar o impacto desta topologia, foi decidido que cada subsistema terá um circuito de protecção que permitirá ser desligado pelo OBC e medirá a corrente consumida. Caso essa corrente ultrapasse o consumo normal do subsistema, este automaticamente desliga a alimentação. Assim, a EPS poderá fornecer energia aos restantes subsistemas. No caso do OBC, foi decidido adicionar uma alimentação independente, para possibilitar o seu funcionamento caso a EPS não esteja em funcionamento. Para isso foi adicionado um conversor capaz de funcionar com os níveis de tensão no barramento RAW do satélite. O barramento RAW é uma ligação directa aos painéis fotovoltaicos. O esquema de alimentações proposto é observável na Figura 4.2.



Conector PC104

Figura 4.2 – Esquema das alimentações do módulo OBC do ISTNanosat-1.

Como o *modem* e o *beacon* são independentes do OBC, são-lhes disponibilizados os barramentos de alimentação RAW, 3.3 V, 5 V e 12 V. No caso das saídas para os actuadores pode ser escolhido posteriormente a utilização de 5 V ou 12 V.

Por forma a caracterizar e verificar o funcionamento dos sensores, decidiu-se utilizar, para cada um, um sistema de medição de corrente. A este circuito foi acrescentado um sistema de corte para permitir ligar e desligar o sensor por *software*. Esta implementação permite desligar ou reiniciar os sensores remotamente no caso de algum comportamento inesperado ou desadequado.

Analisando os requisitos do sistema, foi escolhido o microcontrolador MSP430F5438A. Este é comercializado pelo Texas Instruments e possui uma arquitectura de 16-bit com 25 MHz de frequência máxima de operação, 256 kB de Flash e 16 KB de RAM. É um microcontrolador com baixo consumo energético que suporta dois cristais externos e possui três temporizadores de 16 bits, 14 canais de 12 bits ADC, 8 canais SPI e/ou 4 canais I2C. Este é o núcleo do sistema e as suas especificações condicionam algumas decisões de projecto.

4.2. Projecto de software

O *software* do ADCS tem como principal objectivo determinar e corrigir a atitude do satélite, seguindo o fluxograma da Figura 4.3. Aquando do arranque do sistema, é necessário configurá-lo, nomeadamente a configuração interna do microcontrolador e os portos digitais que actuam sobre este. Posteriormente, é necessário configurar e testar todos os periféricos utilizados, particularmente os sensores de atitude. Caso não sejam gerados erros, o sistema pode começar a efectuar as medições e cálculo de atitude.



Figura 4.3 – Fluxograma de execução do ADCS.

A determinação de atitude começa com a leitura de todos os sensores. De seguida, é calculado a atitude actual do sistema e são efectuados cálculos com valores anteriores. Isto permite calcular, por exemplo, a velocidade de rotação do satélite e a trajectória, incorporando os dados fornecidos pelo GNSS. Depois, os dados são gravados para poderem serem acedidos por outros. Finalmente, recorrendo a um algoritmo de controlo, são determinadas as correcções necessárias ao satélite e gerados os PWMs correspondentes para cada *magnetorquer*.

Em paralelo com esta execução, o sistema necessita de funções de manutenção, por exemplo auto-testes periódicos, para garantir que os sensores funcionam correctamente. O auto-teste do algoritmo de determinação de atitude corresponde à utilização de um vector com valores genéricos e comparação do resultado com os valores esperados. É ainda necessário responder a outros comandos para fornecer os dados da atitude ou forçar determinadas correcções. Simultaneamente, serão executadas as funções de *housekeeping* da parte de CDH, nomeadamente efectuar comunicações para verificar a conectividade com os restantes sistemas, executar diagnósticos e gerir erros que possam ocorrer.

Actualmente existem várias tecnologias disponíveis para estimar a orientação de um corpo rígido. Baseado em [21], uma característica comum à maioria desses algoritmos é a combinação de sensores com sistemas de filtros. Estes algoritmos normalmente envolvem métodos clássicos de filtragem utilizando filtros de Kalman, filtros de Kalman estendidos ou filtros complementares. Estes algoritmos de fusão de dados pode ser muito complexos e exigem grande carga computacional. Robert Mahony superou este problema criando um algoritmo alternativo [22][23]. Este algoritmo, cujo diagrama de blocos é possível de ser observado na Figura 4.4, baseia-se na correcção da taxa de rotação do sistema, fornecida pelo giroscópio. A correcção é feita integrando a taxa de rotação estimada com um vector de erro. Por sua vez, este vector de correcção é fornecido por um controlador proporcional integral (PI) que tem em consideração a atitude do sistema determinado por outros meios. Neste caso, é utilizada a combinação dos vectores magnéticos e gravíticos para determinar a posição exacta da atitude do sistema no momento de medição.



Figura 4.4 – Diagrama de blocos do algoritmo de Robert Mahony.

Assim, a cada iteração, são medidos o campo gravítico e magnético e a velocidade angular. Posteriormente é efectuada a normalização do campo magnético e gravítico pois só é necessário a direcção dos mesmos. De seguida, é calculado o vector erro e aplicado o controlador PI para corrigir a taxa de rotação. Finalmente, é corrigido o ritmo de rotação e integrado por forma a calcular a velocidade angular. A partir desta informação é possível gerar um quaternião de rotação para calcular a atitude actual do satélite.

Assim como os ângulos Euler, referidos anteriormente, os quaterniões são uma das representações mais utilizadas, pois evitam o problema da singularidade envolvida nos ângulos de Euler e são caracterizados por um custo computacional simples [21][24].

No entanto, a utilização de ângulos de Euler tem o problema do *Gimbal lock*, também conhecido por bloqueio de Cardan. O *Gimbal lock* ocorre quando dois eixos de rotação ficam colineares, isto é, ambos estão no mesmo plano, originando a perda de um DOF, Figura 4.5 (esquerda). Assim, com o sistema de Euler, para mover o ponto X para Y, ele terá que efectuar a trajectória representada na Figura 4.5 (direita).



Figura 4.5 – Problema Gimbal lock originado pela utilização de ângulos de Euler. Adaptado de 19.

Para resolver esse problema, o algoritmo utiliza quaterniões. Um quaternião é um elemento complexo de 4 dimensões que representa a orientação de um objecto num espaço tridimensional. Com esta representação, a rotação de um sistema de coordenadas B pode ser alcançado com uma rotação θ em torno do vector ${}^{A}r$, Figura 4.6. Em termos computacionais, a utilização de quaterniões implica mais cálculos, no entanto estes são apenas trigonométricos não sendo necessário recursividade.



Figura 4.6 - Rotação utilizando quaterniões, adaptado de [24].

¹⁹ https://www.youtube.com/watch?v=zc8b2Jo7mno – Acedido em 16 de Abril de 2016.

Assim, o quaternião que descreve esta rotação, ${}^{A}_{B}q$, é definido por (1). Por forma a facilitar a aritmética, foi convencionado que os quaterniões que descrevem rotações são normalizados para terem uma unidade de comprimento [24][25].

$${}^{A}_{B}\boldsymbol{q} = \begin{bmatrix} s & x & y & z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\frac{\theta}{2} & -r_{x}\sin\frac{\theta}{2} & -r_{y}\sin\frac{\theta}{2} & -r_{z}\sin\frac{\theta}{2} \end{bmatrix}$$
(1)

A orientação final pode ser calculada com duas orientações intermédias recorrendo ao produto de quaterniões. Por exemplo, a orientação de A para C, ${}^{A}_{C}q$, é dada pelo produto de ${}^{A}_{B}q$ e ${}^{B}_{C}q$, definido pela equação (2). O produto de dois quaterniões não é comutativo.

$${}^{A}_{C}\boldsymbol{q} = {}^{B}_{C}\boldsymbol{q} \otimes {}^{A}_{B}\boldsymbol{q}$$
(2)

A rotação de um vector tridimensional v de A para B é obtido pela equação (3), utilizando o valor escalar, *s*, igual a zero, e *x*, *y* e *z*, iguais às coordenadas do vector (q^* representa o conjugado de *q*).

$${}^{B}\boldsymbol{v} = {}^{A}_{B}\boldsymbol{q} \otimes {}^{A}\boldsymbol{v} \otimes {}^{A}_{B}\boldsymbol{q}^{*}$$
(3)

A transformação para os ângulos Euler (ϕ , θ e ψ) da representação de ${}^{A}_{B}q$ é dada por:

$$\phi = \operatorname{Atan2}\left(2q_0q_1 + 2q_2q_3, 1 - 2q_1^2 + 2q_2^2\right) + \pi$$
(4)

$$\theta = \sin^{-1} \left(2q_0 q_2 - 2q_1 q_3 \right)$$
(5)

$$\psi = \operatorname{Atan2}\left(2q_0q_3 + 2q_1q_2, 1 - 2q_2^2 + 2q_3^2\right)$$
(6)

4.2.1. Comunicação entre sistemas

A comunicação entre sistemas do satélite é baseada no protocolo I2C, sendo necessário formatar os dados trocados numa trama comum conhecida por todos os subsistemas envolvidos. Este mecanismo baseia-se na troca de mensagens, cada uma com um código de operação, permitindo o envio de dados (*payload*) de diferentes tamanhos. A abordagem adoptada pode ser observada na Figura 4.7.



Figura 4.7 - Sequência de dados enviados pelo I2C.

O primeiro campo faz parte do protocolo I2C e determina o destinatário da mensagem. Este pode ser definido especificamente para o módulo OBC ou em *broadcast*. Em seguida é enviado o endereço do módulo remetente por forma a existir uma resposta a esta mensagem. Depois disto é enviado o código de operação, que define um conjunto de procedimentos que devem ser efectuados pelo módulo, e o comprimento dos dados da restante mensagem.

Neste momento, as especificações da interface interna do satélite, ao qual pertence esta comunicação, estão em desenvolvimento pelo que é apenas implementado uma versão reduzia destas. Não são considerados os tempos de não resposta nem retransmissões em caso de erro.

Capítulo 5

Implementação em hardware

Este capítulo apresenta os diversos módulos implementados em *hardware*. Explica pormenorizadamente as interligações do sistema descrito no projecto de *hardware* e apresenta a escolha de alguns componentes utilizados. Apresenta ainda as várias placas e versões elaboradas até chegar ao sistema final.

5.1. Sistema de alimentação independente

O sistema de alimentação independente permite ao módulo operar independentemente do estado do EPS. No entanto, as tensões observadas no barramento de energia RAW estão directamente relacionados com o estado deste. Se os painéis estiverem iluminados e existir uma avaria no sistema de controlo da EPS, a tensão varia entre os 0 V e 4.5 V. Caso contrário, com o EPS em funcionamento, a tensão pode chegar aos 12 V. Desta forma foi necessário desenhar um circuito de regulação para 3.3 V para poder alimentar o microcontrolador, os sensores e, caso seja necessário, o *Beacon* em caso de falha do EPS.

O circuito em questão baseia-se no circuito integrado da TPS62163 da Texas Instruments, utilizado e já testado no módulo EPS do satélite. O integrado possui internamente o circuito de controlo, os drivers e os transístores de potência, reduzindo os componentes externos necessários a um conversor "*buck*" DC/DC. Assim, como recomendado pelo fabricante, é utilizado um condensador de 10 μ F para eliminar o ruído na alimentação, uma bobine de 2.2 μ H, um divisor resistivo e um condensador de 22 μ F à saída. Para este circuito, a eficiência máxima do integrado será de 92% admitindo um consumo de 100 mA [26].

No entanto, este conversor deve ser apenas de reserva e utilizado apenas quando não existe a alimentação regulada 3.3 V no barramento principal. Assim utiliza-se um díodo schottky em série com cada uma das alimentações, como é observado na Figura 5.1. Para garantir sempre uma diferença, a saída do conversor foi ajustada para 3.0 V em vez dos 3.3 V. Desta forma apenas irá conduzir o díodo com uma maior diferença de potencial aos seus terminais. Contudo, esta montagem implicava que o conversor estivesse sempre ligado. Para isso não acontecer, foi adicionado um circuito de controlo do pino *enable* do conversor.



Figura 5.1 - Esquema eléctrico do conversor TPS62163.

Foram efectuadas medições com o circuito de controlo mencionado, Figura 5.2 (esquerda), e com o conversor sempre activo, Figura 5.2 (direita).



Figura 5.2 – Tensão de alimentação da OBC (VDD) quando a fonte principal é desligada com conversor desligado, EN_RAW = 0 (à esquerda), e ligado, EN_RAW=1 (à direita).

Como seria de esperar, quando a fonte principal é desligada e o conversor de reserva está activo, a tensão na carga desce para os 2.7 V devido à queda de tensão no díodo. Por outro lado quando é utilizado o circuito de controlo do conversor, existe um período de tempo (aproximadamente 50 ms) até o conversor arrancar e gerar os 3.0 V. Assim, a tensão na carga desde momentaneamente. Outro aspecto a analisar é o consumo do conversor com ambas as fontes ligadas. Os dados podem ser vistos na Tabela 5.1.

Tensão entrada	5.03 V
Corrente entrada	0.631 mA

3.17 mW

Potencia dissipada

Tabela 5.1 – Potência dissipada caso o conversor esteja sempre activo.

Assim, face à reduzida potência dissipada pelo conversor, e para possibilitar alguns testes a outros subsistemas, nomeadamente EPS, foi decidido manter o conversor sempre ligado. No entanto a PCB final possibilitará a implementação de qualquer um dos modos referidos. A este circuito foi

também adicionado um díodo de zener entre GND e VDD para evitar picos de tensão superiores a 3.6 V, protegendo os circuitos digitais alimentados por este módulo.

A alimentação do circuito quando este se encontra em testes é realizada através deste conversor. Para tal é ligada a alimentação RAW à tensão de alimentação da porta USB (5 V) ou da bateria (3.6 V), não em simultâneo.

5.2. Sistema de sobrecarga

O circuito de sobrecarga, representado na Figura 4.2, é composto por três partes: a primeira onde a consumo de corrente é analisado; a segunda onde se verifica se esse consumo é superior ao desejado; e a terceira onde é efectuado o corte e a realimentação. O circuito pode ser observado na Figura 5.3.



Figura 5.3 - Circuito de protecção contra sobrecarga.

Na primeira parte, é utilizado o integrado ADA4051 da Analog Devices, com dois amplificadores operacionais, em montagem diferença não inversora para converter a corrente que atravessa a resistência de sense R_s em tensão. Utilizando esta montagem com R_1 e R_3 igual a R_2 e R_4 , respectivamente, a tensão de saída, V_{sense} , é dada por

$$V_{sense} = \frac{R_3}{R_1} (V_1 - V_2) = \frac{R_3}{R_1} R_s I .$$
⁽⁷⁾

Utilizando R_s igual a 0.1 Ω , R_3 a 10 k Ω e R_1 a 100 Ω , a tensão é 10 vezes proporcional à corrente consumida pelo circuito. Por sua vez, sendo a alimentação do amplificador 3.3 V, o máximo de corrente que pode ser medido é 330 mA. Por forma a evitar que os picos de corrente afectem a medição, foi adicionado um filtro de 10 Hz, com os condensadores C_1 e C_2 de 2.2 uF. O microcontrolador também terá acesso a V_{sense} para poder monitorizar o consumo do sistema. O teste efectuado para verificação da característica linear da tensão em função da corrente de carga pode ser observada na Figura 5.4.



Figura 5.4 - Variação da tensão de saída do sensor de corrente (V_SENSE) no circuito de sobrecarga.

Na segunda parte utilizou-se o mesmo amplificador, numa montagem comparadora, para actuar no circuito de corte caso a corrente consumida pela carga ultrapasse aproximadamente os 100 mA. Para tal utilizou-se a referência de 1.2 V LT6654 da Linear Tecnhology como tensão de comparação (Vthr). Assim, observando a Figura 5.4, verifica-se que o sistema poderá ter um consumo máximo de 113 mA. Este circuito é a alimentação do OBC, pelo que a carga principal são os sensores e o microcontrolador.

Por forma a actuar sobre a carga em caso de sobrecarga, utilizou-se o mosfet do tipo P (Q_1) PMV65XP da NXP Semiconductors. Utilizando as resistências R_6 e R_7 como *pull-down*, é possível garantir a condução de Q_1 quando o comparador não tem nível definido. Quando acontece uma sobrecarga, $V_{disable}$ será igual à tensão de alimentação e obrigará Q_1 a entrar em corte. Após isto, o circuito deixaria de estar em sobrecarga e $V_{disable}$ seria novamente zero, originando a conexão da carga. Caso o consumo excessivo se mantivesse, o circuito ficaria instável ligando e desligando a carga sucessivamente. Para evitar esta situação, foi necessário adicionar feedback ao sistema para manter o estado. Para tal, adicionou-se o mosfet Q_2 , PMV30UN NXP Semiconductors, do tipo N, para forçar a tensão de alimentação na entrada do comparador e manter o estado *"overload*". O diode D_1 foi adicionado para evitar que a corrente fluísse de V_{sense} para a alimentação. O condensador C_3 foi adicionado por forma a que quando o sistema liga a tensão à entrada do comparador seja zero e não originar um falso estado *"overload*".

Desde que existisse uma sobrecarga, o circuito manter-se-ia sempre no estado "overload", inutilizando o OBC. Como tal não se pretende, adicionou-se um mosfet tipo N (Q_3) para forçar a ligação da carga. Esta ligação pode ser originada por outro subsistema.

O gráfico presente na Figura 5.5, mostra o teste deste circuito. Aos 20 ms a corrente da carga aumenta até atingir a corrente de corte. Neste momento, a tensão na carga V_{load} é nula e $V_{disable}$ começa a subir durante 25 ms até atingir o valor necessário para cortar o mosfet P da alimentação. A carga mantém-se desligada até ser activado externamente com um impulso no mosfet Q_3 .



Figura 5.5 - Comportamento do sistema de sobrecarga quando o consumo excede os 100 mA.

5.3. Sensores de corrente e corte

Por forma a controlar e monitorizar os sensores utilizados, foi elaborado um circuito que permite desligar a alimentação do sensor e a medição da corrente consumida por estes. Os circuitos efectuados são baseados na montagem ilustrada na Figura 5.6.



Figura 5.6 – Sistema de corte e de monitorização da corrente consumida por um sensor.

Neste circuito, é utilizado o sensor de corrente INA212 da Texas Instruments. Este sensor possui internamente um circuito de amplificação diferencial com ganho de 1000 V/V e permite tensões de entrada de modo comum até 26 V. Por forma a limitar a saída do sensor entre os limites do ADC do microcontrolador (entre 0 V e 3.3 V) foi escolhida uma resistência de sense de 0.1 Ω para medir uma corrente máxima de 33 mA. O teste deste circuito foi elaborado com base na variação da corrente da carga, Figura 5.7. O desvio observado face à proporcionalidade de 100 mV/1 mA é corrigido posteriormente por software.



Figura 5.7 – Variação da tensão de saída do sensor de corrente.

O circuito de corte é composto por dois mosfets: um do tipo P (PMV65XP) em série com a alimentação, e tipo N (PMV30UN) para fazer *driver* do mosfet anterior. Este circuito permite que o sensor esteja desligado e ligue apenas ao comando do microcontrolador.

5.4. Sensores de determinação de atitude

A determinação de atitude baseia-se num sistema com 9 DOF, pelo que é necessário um magnetómetro, um acelerómetro e um giroscópio. Por forma a determinar os sensores a utilizar, compararam-se alguns dos sensores em tecnologia MEMS existentes no mercado. Os sensores analisados são apresentados na Tabela 5.2, Tabela 5.3 e Tabela 5.4, estando divididos por magnetómetros, acelerómetros e giroscópios, respectivamente. Alguns dos integrados analisados possuem vários tipos de sensores.

Modelo	Eixos	Função Autoteste	Limite de medição (%s)	N⁰ bits	Sensibilidade (mdps/LSB)	Taxa de amostragem (Hz)	Densidade de ruído (⁰/s/√Hz)	Corrente máxima (mA)	Preço (€)	Fabricante
MAX21000	3	S	2000	16	1.1	10000	0.009	5.4	4.51	Maxim Integrated
MPU9250	3	S	2000	16	7.6	8000	0.005	3.2	12.82	InvenSense
MPU60x0	3	S	2000	16	7.6	8000	0.005	3.9	14.61	InvenSense
LSM9DS0	3	S	2000	16	8.6	760	?	6.1	9.46	STMicroelectronics

Tabela 5.2 – Comparação de giroscópios MEMS.

Tabela 5.3 -	Comparação	de acelerómetros	MEMS.
--------------	------------	------------------	-------

Modelo	Eixos	Função Autoteste	Limite medição (g)	N⁰ bits	Sensibilidade (mg/LSB)	Taxa de amostragem (Hz)	Densidade de ruído (μg/√Hz)	Corrente máxima (mA)	Preço (€)	Fabricante
LSM303D	3	S	16	16	0.061	1600	150	0.30	3.21	STMicroelectronics
MPU9250	3	S	16	16	0.061	4000	300	0.45	12.82	InvenSense
MPU60x0	3	S	16	16	0.061	1000	400	3.90	14.61	InvenSense
LSM9DS0	3	S	16	16	0.061	1600	?	0.30	9.46	STMicroelectronics

Tabela 5.4 – Comparação de magnetómetros MEMS.

Modelo	Eixos	Função Autoteste	Limite de medição (mT)	N⁰ bits	Sensibilidade (nT/LSB)	Taxa de amostragem (Hz)	Densidade de ruído (nT/√Hz)	Corrente máxima (mA)	Preço (€)	Fabricante
HMC5983	3	S	0.8	12	72	220	200	0.1	3.37	Honeywell
HMC5883L	3	S	0.8	12	73	75	320	0.1	5.87	Honeywell
LSM303D	3	S	1.2	16	8	100	500	0.3	3.21	STMicroelectronics
LSM9DS0	3	S	1.2	16	8	100	?	0.3	9.46	STMicroelectronics
MPU9250	3	S	4.8	16	600	8	?	0.3	12.82	InvenSense

Através da análise da Tabela 5.2 é possível verificar que o giroscópio com maior sensibilidade e maior taxa de amostragem é o MAX21000. No entanto o seu consumo e densidade de ruído são superiores quando comparados com o MPU9250 e MPU60x0. Analisando a Tabela 5.3, comparando os acelerómetros, todos eles possuem o mesmo limite de medição e sensibilidade. O LSM303D é o que possui menor densidade de ruído e o que possui menor consumo de corrente. A Tabela 5.4 mostra que o magnetómetro HMC5983 possui o menor limite de medição e o menor consumo de corrente. Por outro lado a sua sensibilidade é inferior aos LSM303D e LSM9DS0. Todos os sensores possuem ferramentas de autoteste e são sensíveis nos 3 eixos (X, Y e Z).

Analisando os dados anteriores, decidiu-se utilizar o MPU9250 pois possuía os três tipos de sensores necessários para o cálculo da atitude. Apesar do magnetómetro deste ser o pior dos apresentados, este sensor só difere do MPU60x0 por incorporar o magnetómetro. Assim, decidiu-se utilizar o melhor magnetómetro apresentado, HMC5983, para segundo sensor.

Em detalhe, o sensor MPU9250 da InvenSense é composto pelos três tipos de sensores apresentados anteriormente, cada um de 3 eixos. O limite de medição do giroscópio pode ser programado com $\pm 200/500/100/2000$ dps; o limite do acelerómetro com $\pm 2/4/8/16$ g e o magnetómetro com $\pm 4800 \mu$ T. A comunicação com o dispositivo pode ser feita através de uma interface I2C ou SPI²⁰.

O sensor HMC5983 da Honeywell, possui apenas sensores magnéticos de 3-eixos que podem ser programados com 8 escalas diferentes, desde ±0.08 até 0.81 mT. Este dispositivo utiliza sensores

²⁰ https://store.invensense.com/datasheets/invensense/MPU9250REV1.0.pdf - Acedido em 12 de Julho de 2016.

magnetoresistivos com amplificação e conversão utilizando um ADC de 12 bits. Possui ainda um sensor de temperatura para compensar as medições, desmagnetização a cada aquisição e cancelamento do desvio dos sensores. O dispositivo possui interfaces I2C e SPI²¹.

Além da escolha destes sensores, foi elaborada uma pesquisa por forma a determinar-se o sensor de temperatura a utilizar. O ADT7320, da Analog Devices, é um sensor digital de temperatura de elevada exactidão, capaz de suportar uma elevada gama de temperaturas (-40 até +150 °C). Este dispositivo contém uma referência interna e um ADC de 16-bits programável, com uma resolução máxima de 0.0078 °C. Este dispositivo possui apenas uma interface SPI, sendo escolhido como o terceiro sensor²².

As características e especificações eléctricas dos sensores são apresentados na Tabela 5.5.

Parâmetro	MPU9250	HMC5983	ADT7320
Tensão de alimentação (V)			
Mín	2.4	2.1	2.7
Máx	3.6	3.6	5.5
Tensão de alimentação digital (V)			
Mín	1.7	1.7	2.7
Máx	3.6	3.7	5.5
Consumo de corrente (mA)			
Modo normal	3.7	0.10	0.21
Temperatura de funcionamento (°C)			
Mín	-40	-30	-40
Máx	85	85	150
Resolução			
	7.6 mdps		
	30 µg	72 nT	0.0078 °C
	150 nT		
Frequência de operação (kHz)			
SPI	1000	8000	5000
I2C	100	3400	-

Tabela 5.5 – Características e especificações eléctricas dos sensores escolhidos.

Analisando a tabela anterior verifica-se que todos os sensores podem funcionar com tensões de alimentação entre os 2.7 V e 3.6 V, com uma frequência máxima de comunicação de 1 MHz utilizando o protocolo SPI.

²¹ http://www51.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/Defense_Brochuresdocuments/HMC5983_3_Axis_Compass_IC.pdf – Acedido em 12 de Julho de 2016.

²² http://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADT7320.pdf – Acedido em 12 de Julho de 2016.

5.4.1. Aspectos adicionais: Calibração

Os *Micro Elctro Mechanical Systems*, MEMS, têm tido uma rápida evolução derivado da crescente procura nos últimos anos. Ao longo destes anos, os dispositivos melhoraram a exactidão, tamanho e resposta dinâmica, entre outros. No entanto, este tipo de sensores continua menos exacto do que outros tipos de sensores. Nos sensores MEMS existe uma grande disparidade dos seus parâmetros iniciais tais como correntes de polarização, factores de escala e desalinhamento dos eixos. Assim, o procedimento de calibração é essencial para a correcção destas imperfeições. A eliminação dos erros sistemáticos permite uma maior exactidão do sensor o que culmina num sistema de determinação mais exacto [27].

As etapas do procedimento de calibração efectuado podem ser visualizadas na Figura 5.8. Após a configuração interna do microcontrolador, as configurações originais do sistema são repostas e todos os sensores são reiniciados. Posteriormente é efectuada, sequencialmente, a calibração do giroscópio, acelerómetro e magnetómetros.



Figura 5.8 - Sequência de procedimento de calibração dos sensores.

A calibração do giroscópio baseia-se apenas no valor constante que este apresenta em repouso. Assim, o processo de calibração efectua várias leituras aos três eixos do giroscópio quando este está em repouso. A média das medições será então calculada e retirada ao valor medido, seguindo

$$\begin{bmatrix} f_{gx} \\ f_{gy} \\ f_{gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} b_{gx} \\ b_{gy} \\ b_{gz} \end{bmatrix}$$
(8)

Sendo g_i os dados não calibrados do giroscópio e b_i o factor constante do eixo i.

A calibração do acelerómetro é baseada no campo gravítico terrestre. Num local da superfície terrestre, ao nível médio do mar, o valor da gravidade é 1 g, aproximadamente. Portanto, orientando o sensor face à superfície terreste, estacionário, é esperado obter os valores da Tabela 5.6.

0.1.1.7		Eixo	
Orientação	х	Y	Z
+Xb	+1 g	0	0
-Xb	-1 g	0	0
+Yb	0	+1 g	0
-Yb	0	-1 g	0
+Zb	0	0	+1 g
-Zb	0	0	-1 g

Tabela 5.6 – Valores esperados na orientação do acelerómetro.

Considerado os eixos ortogonais entre si, a fórmula de calibração é dada por

$$\begin{bmatrix} f_{ax} \\ f_{ay} \\ f_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_x a_x \\ m_y a_y \\ m_z a_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} b_{ax} \\ b_{ay} \\ b_{az} \end{bmatrix}$$
(9)

sendo m_i a razão de proporção, a_i os dados não calibrados do acelerómetro e b_i o factor constante para o eixo *i*.

A calibração do magnetómetro é baseada no campo magnético terreste. Utilizando um magnetómetro ideal, num determinado local, a magnitude do campo magnético permanece constante, independentemente da orientação do sensor. Rodando o sensor nos 3 eixos, o resultado final esperado seriam pontos de uma superfície esférica com raio igual à magnitude e origem nula (eixos com 0). Em contraste, num magnetómetro real, o resultado será uma elipsóide devido à influência de erros [28].

A correcção do sensor é feita recorrendo à matriz

$$\begin{bmatrix} f_{mx} \\ f_{my} \\ f_{mz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{xx} & m_{xy} & m_{xz} \\ m_{yx} & m_{yy} & m_{yz} \\ m_{zx} & m_{zy} & m_{zz} \end{bmatrix} \left[\begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} b_{mx} \\ b_{my} \\ b_{mz} \end{bmatrix} \right]$$
(10)

sendo f_{mi} os dados calibrados do magnetómetro, m_{ii} os dados ortogonais dos sensores, m_i os dados não calibrados do magnetómetro e b_i o valor constante de cada eixo *i*. Os elementos da diagonal são os factores de escala e os restantes são os factores da não ortogonalidade do sensor [29].

Por forma a garantir que os pontos são equidistantes, utiliza-se a posição do sistema baseada no campo gravítico, calibrado previamente. Quando este se encontra numa posição diferente das anteriormente guardadas, o sistema adquire esse valor. Na Figura 5.9 pode-se observar que, para os mesmos vectores de campo gravítico e magnético, as componentes em cada eixo variam conforme a orientação do sistema.



Figura 5.9 – Diferentes componentes em cada eixo para os mesmos vectores de campo gravítico e magnético.

Até ao presente momento elaborou-se uma calibração manual do sistema para verificar o funcionamento deste. No entanto, quando todos os subsistemas estiverem instalados e o satélite concluído é necessário proceder a uma calibração mais rigorosa dos magnetómetros. Esta eliminará as distorções do campo magnético, compensando matematicamente as interferências criadas de outros subsistemas na proximidade destes sensores, por forma a não existirem erros no cálculo da atitude.

5.5. Determinação da posição em orbita

O sistema de medição inercial apresentado anteriormente determina a atitude do satélite face ao seu centro de massa. Contudo, por forma a determinar a posição do satélite na orbita, é necessário um sistema de localização absoluto, um GNSS. Assim, foram analisados alguns módulos disponíveis no mercado.

Apesar do sistema mais utilizado ser o GPS, os receptores comerciais deste necessitam de estar bloqueados a 18 km de altitude ou 1900 km/h, conforme os limites impostos pelo CoCom²³. Esta limitação implica que os sistemas para satélites sejam mais dispendiosos, visto necessitam de licença para serem desbloqueados. Porém a limitação não é física, sendo possível utilizar um módulo de SDR com código personalizável para resolver este problema. Desta forma, a proposta inicial era utilizar o sistema Piksi, que como se pode ver na Tabela 5.7, é a opção mais económica e *OpenSource*.

Modelo	Exatidão da posição (m)	Exatidão da velocidade (cm/s)	Limites	Tensão de Alimentação (V)	Consumo de corrente (mA)	Preço (€)	Fornecedor
Piksi	1	?	OpenSource	3.3	150	495	Swiftnav
OEM615	1.5	30	(Licença + €)	12	100	723	Arrow
SSTL SGR05U	10	15	LEO	5.0	160	26 300	Surrey

Tabela 5.7 - Comparação entre GPS comerciais (sem limitações CoCom).

Apesar de não ser desenhado especificamente para CubeSats, o Piksi, Figura 5.10, é *opensource,* quer em termos de *hardware*, quer em termos de *software*, pelo que pode ser redesenhado para cumprir as especificações e limitações em termos de espaço e módulos. Tal já acontece com outros sistemas comerciais, SIgtec MG5003, por exemplo.

No entanto esta é uma opção a abordar futuramente num módulo em separado. A placa final disponibilizará no barramento principal linhas de comunicação série assíncrona (Tx e Rx) dedicadas a um módulo GPS, um pino GPIO e uma de 3.3 V ou 5 V controlada pelo OBC.

²³ http://ravtrack.com/GPStracking/cocom-gps-tracking-limits/469/ - Acedido em 12 de Abril de 2016.



Figura 5.10 - Receptor GNSS, adaptado de ²⁴.

5.6. Interfaces internas

As interfaces internas do sistema são consideradas as ligações entre a placa OBC e outro dispositivo, que não utilizem o barramento principal do satélite. Neste caso, existem apenas duas interfaces internas: uma que tem como objectivo fornecer dados de telemetria ao *Beacon*; e uma segunda que possibilita a comunicação com o *modem* GMSK para efectuar comunicações em caso de avaria do COM.

Sendo um dos objectivos do Beacon transmitir parte da telemetria do satélite, é necessário que este seja capaz de recolher essa informação. Os dados dos restantes subsistemas são recolhidos pelas funções de CDH e posteriormente são enviados para o *Beacon*. Desta forma, foi necessário dotar a interface com um mecanismo de comunicação SPI com o OBC. Além desta interface de comunicação são disponibilizados mais quatro pinos genéricos para utilização futura. O módulo tem ainda disponíveis todas as tensões de alimentação presentes no barramento principal do satélite e ainda da alimentação regulada no OBC. No sistema final o *Beacon* será soldado na parte inferior da placa aos conectores de 2.54 mm para garantir a fiabilidade e solidez da ligação. A interface com o *transcieiver* ou com as antenas é feita por cabo coaxial. O Anexo A fornece informações mais detalhadas destas ligações.

O conector escolhido para ligar o *modem* GMSK é baseada num *socket* SODDIM de 200 pinos. Para garantir que existe um bom contacto com o *modem*, cada uma das ligações é replicada em quatro pinos consecutivos, possível de analisar no Anexo B. A primeira parte da interface é dedicadas às alimentações 3.3 V, 5 V e 12 V. Seguidamente existem os sinais dedicados ao OBC, nomeadamente uma interface SPI dedicada e 4 GPIOs e a saída analógica do modem. Seguidamente encontra-se a ligação dedicada ao COM novamente com uma interface SPI e UART. Além destes é ainda disponibilizada as interfaces I2C comuns a todos os subsistemas e ainda o sinal de controlo para desligar a alimentação do *modem*, sinal de Reset e Fault. Existem ainda as linhas Hx.10, 11, 12 e 13 que podem ser ligadas ao conector 1 ou 2 do PC104 por forma a adaptar-se a vários sistemas COM comerciais, por exemplo Pumplin e ClydeSpace.

5.7. Sistema I2C

A protecção dos bus de comunicações entre os subsistemas é efectuada com o buffer I2C LTC4303 da Analog Devices. Este circuito integrado isola as linhas SDA e SCL do microcontrolador do barramento principal e consegue funcionar até 400 kHz. Este desliga-se automaticamente quando

²⁴ https://www.swiftnav.com/sites/default/themes/swiftnav/images/piksi-angled-2.jpg - Acedido em 16 de Abril de 2016.

alguma das linhas for bloqueada durante mais do que 30 ms. Após este período o integrado tenta recuperar a ligação, forçando 16 pulsos na linha SCL²⁵, por forma a desbloquear as interfaces I2C que ficaram bloqueadas.

5.8. Sistemas de teste

A interface de teste para comunicação do sistema com o computador é baseada numa comunicação série assíncrona. Esta interface pode ser ligada a um conversor FTDI232RL para criar uma porta série virtual através de USB ou ao módulo *Bluetooth*. Esta interface não pode ser ligada aos dois dispositivos em simultâneo pois utilizam a mesma USART. Possui ainda uma ligação para poder ser ligada uma bateria de lítio e um *socket* para um cartão microSD para recolha de dados.

5.9. Sistema de controlo

A geração de PWM utilizadas no controlo de atitude é originada por timers de 16-bit internos ao microcontrolador. Por forma a produzir o campo magnético desejado, tendo em consideração cada *magnetorquer*, é possível alterar o factor de ciclo e a frequência dos sinais [30]. As frequências diferentes podem ser obtidas por *software*, através da utilização de um múltiplo destas, ou através da escolha de outro timer. Esta escolha é possível trocando o porto a que cada saída está ligada. Isto é, cada um das saídas PWM para os *magnetorquers* pode ser ligada ao timer A (porto P8.x) ou ao timer B (porto P4.x). Devido à resolução e á frequência do relógio do microcontrolador, a frequência máxima possível de ser gerada é de 42 kHz.

5.10. Protótipos

Durante o decorrer do projecto foram elaboradas várias placas protótipos para testar os diversos módulos presentes no sistema final. Primeiramente foram criadas placas para testar os sensores e a conectividade com este. Posteriormente, após vários testes e correcções, foi elaborado um protótipo global contendo todos os módulos do sistema.

5.10.1. Placa de sensores

A plataforma de desenvolvimento utilizada para testar os sensores foi a NucleoF411RE²⁶. A STM32 Nucleo board é uma plataforma flexível para rápida e fácil prototipagem, compatível com as *shields* para o Arduino Uno (Revision 3), Figura 5.11. Possui uma conexão USB que permite fazer upload do código para o microcontrolador e servir como porta série para *debug*. A alimentação desta pode ser por USB ou através de uma fonte externa até 12 V. Esta incorpora um microcontrolador STM32F411RE, ARM 32-bit Cortex-M4, com uma frequência máxima de operação de 100 MHz. Possui ainda 512 kB Flash, 128 kB SRAM, 50 GPIOs com capacidade de interrupções, 16 canais para um conversor analógico de 12 bits, 5 canais SPI e 3 canais I2C.

²⁵ http://cds.linear.com/docs/en/datasheet/4303fb.pdf - Acedido em 21 de Janeiro de 2016.

²⁶ https://developer.mbed.org/platforms/ST-Nucleo-F411RE/ - Acedido em 13 de Abril de 2016.



Figura 5.11 – Plataforma de desenvolvimento Nucleo F411RE da STMicroelectronics.

Os protótipos desenvolvidos funcionam como uma *add-on* desta plataforma. A primeira versão da placa de sensores, Figura 5.12a, possuía dois reguladores lineares (5 V e 3.3 V) o que permitia alimentar os sensores com uma bateria até 12 V. Posteriormente, por forma a reduzir o consumo, decidiu-se elaborar uma segunda versão com novos conversores, Figura 5.12b. Nesta versão os reguladores lineares foram substituídos por um regulador comutado para 3.3 V, diminuindo o consumo e aumentando a duração da bateria.



Figura 5.12 – Placa de protótipo elaborada para testar os sensores: a) versão com reguladores lineares (à esquerda); b) versão com regulador comutado (à direita).

O desenho da placa foi ainda pensado para incluir o suporte e ligações necessárias para testar o módulo GPS Piksi. Estas placas permitem ainda a utilização do MoteIST [31], como exemplificado na Figura 5.13. O MoteIST é uma plataforma desenvolvida pelo grupo GEMS²⁷ que permitiu avaliar os problemas na interligação dos sensores com um processador da família MSP430.

²⁷ http://leme.tagus.ist.utl.pt/gems/- Acedido em 13 de Abril de 2016.



Figura 5.13 - Placa de protótipo utilizando o Mote como sistema de processamento.

5.10.2. Placa protótipo

Após a validação da arquitectura de ligação entre os sensores, foram incorporados os restantes módulos por forma a criar um protótipo da placa final. O objectivo principal desta placa foi testar a interligação entre os diversos módulos anteriormente apresentados. Durante o desenho desta, foram tidos em consideração os elementos para facilitar o *debug* da placa. Tal como as placas de sensores esta placa possui apenas duas camadas. Durante a elaboração da placa, esta foi divida em nove secções diferentes, observáveis na Figura 5.14 e Figura 5.15.



Figura 5.14 - Placa de protótipo (vista superior).



Figura 5.15 - Placa de protótipo (vista inferior).

A secção A corresponde ao microcontrolador, memória *flash* e os restantes componentes necessários para o correcto funcionamento deste, nomeadamente os cristais para gerarem os relógios de referência. A secção B possui os três sensores apresentados e alguns pontos de teste por forma a poderem ser fisicamente desligados ou ligados os sensores. Por outro lado, a secção I possui os sensores de corrente e os sistemas de corte dos sensores inerciais. A secção C implementa os diversos mecanismos de *debug*: comunicação USB, cartão microSD *Bluetooth* e *Leds*. Os conectores para os actuadores encontram-se na secção D. A interface pública do sistema, isto é, com os restantes subsistemas está na secção E, constituída exclusivamente pelo PC104. As interfaces privadas do sistema para o *modem* GMSK e para o *Beacon* estão presentes na secção F. O sistema de monitorização e actuação em caso de sobrecarga é considerado na secção G. A protecção dos barramentos I2C está implementada na secção H.

5.11. Placa do OBC

A placa final desenvolvida foi elaborada por forma a cumprir as normas e especificações CubeSat. Esta é similar à placa protótipo registando apenas pequenas alterações a nível de esquema eléctrico. O esquema eléctrico completo pode ser observado no Anexo C. O seu desenho implicou considerações adicionais, nomeadamente em termos da localização dos diversos conectores e formas de fixação e interconexão dos mesmos. Outro factor tido em consideração foi a gama de temperaturas suportadas por cada componente. Assim, a escolha dos componentes utilizados foi mais restrita por forma a funcionarem adequadamente quando o satélite estiver em operação. O resultado final da placa OBC, com 95.9 mm x 90.2 mm, pode ser observada na Figura 5.16.



Figura 5.16 – Placa final desenvolvida com as dimensões e especificações para CubeSats.

Esta placa possui seis camadas e, tal como a placa de protótipo encontra-se subdividida em vários módulos, observáveis na Figura 5.17:

- A: microcontrolador e a memória flash;
- B: sensores;
- C: sistemas de debug;
- D: conectores para os actuadores, escolha de portos de ligação e espaço para passar os respectivos cabos;
- E: conector PC104 com as interfaces públicas;
- F: conector para as interfaces privadas (modem GMSK e Beacon);
- **G:** sistema de monitorização de sobrecarga;
- H: controlo e protecção dos barramentos I2C;
- I: sistema de controlo e monitorização dos sensores.



Figura 5.17 – Vista superior (esquerda) e inferior (direita) da placa desenvolvida, com módulos assinalados.

Capítulo 6

Implementação do Software

Esta secção descreve o *software* elaborado para implementar as funções determinadas na secção 4.2. Além da aplicação desenvolvida é também referido o ambiente que permite efectuar o desenvolvimento para as diferentes plataformas. O *software* apresentado foi desenvolvido em linguagem C.

6.1. Ambiente de desenvolvimento

O objectivo da elaboração deste ambiente de desenvolvimento é facilitar a criação de várias camadas de abstracção. Desta forma um projecto poder ser compilado para diferentes plataformas e/ou microcontroladores. Para tal foi criado uma *makefile* que permite escolher a plataforma e o projecto a compilar. A estrutura de ficheiros implementada pode ser observada na Figura 6.1.



Figura 6.1 – Estrutura de ficheiros implementada no ambiente de desenvolvimento.

Esta estrutura está dividida nos seguintes directórios:

- hal: contém a primeira camada de abstracção, isto é, é a interface com as diferentes plataformas. Neste existem os ficheiros com os protótipos de todas as funções implementadas para as plataformas, nomeadamente a interface com o *hardware* (ex: SPI, I2C, ADC). Para cada uma das plataformas existe um directório com o código correspondente.
- kernel: contém os ficheiros do sistema operativo. Incorporado no código fonte do sistema existem os ficheiros que o portam para cada um dos microcontroladores.
- drivers: inclui os ficheiros que fazem a interface entre os periféricos em hardware com um mecanismo de acesso e gestão destes. Além das funcionalidades básicas (UART, SPI, I2C), este directório contém ainda as interfaces com os sensores.
- projects: possui todas as aplicações desenvolvida para as diversas plataformas.
 Algumas aplicações são ape
- nas de teste, por exemplo, para teste da comunicação com o computador ou com um determinado sensor. Neste encontra-se ainda a aplicação principal do subsistema desenvolvido, OBC.
- build: contém os ficheiros objectos gerados pelos compiladores. Este inclui ainda um subdirectório <executables> que contém os ficheiros binários para cada projecto e board.
- bootloader: contém as rotinas e scripts para cada boards, por forma a poder carregar o código de uma determinada aplicação.

6.2. Camada de Abstracção de Hardware

A camada de abstracção de *hardware*, HAL (do inglês *Hardware Abstraction Layer*), é a primeira camada de abstracção e permite isolar as diferenças de *hardware* entre as várias plataformas. Desta forma, é disponibilizada ao *software* da camada superior uma interface consistente, permitindo aumentar a portabilidade e a modularidade do sistema.

Analisando os requisitos do projecto, foi necessário implementar a camada de abstracção para diversos periféricos. Os periféricos mais básicos implementados foram os pinos genéricos de entrada ou saída (GPIOs). Neste caso, foram implementadas três funções: vGpioInit() para configurar o GPIO desejado como entrada ou saída; vGpioWrite() para escrever um valor digital no GPIO; e vGpioRead() para ler o valor digital do GPIO. Estas funções correspondem respectivamente à alteração e leitura de um bit do periférico e não suportam interrupções.

No entanto, a implementação da comunicação série através das interfaces de comunicação assíncrona e síncrona (UART, SPI e I2C) é mais complexa e opera à base de interrupções. As interrupções permitem que o código continue a ser executado pelo microcontrolador enquanto a interface envia e recebe dados de outro dispositivo. O periférico responsável pela comunicação pode ser um USART, caso suporte o modo síncrono, ou UART, caso contrário. Na Figura 6.2, é possível observar um exemplo de transmissão e recepção de dois bytes utilizando um UART.



Figura 6.2 - Diagrama temporal de uma comunicação série assíncrona.

Após inicializar o periférico, recorrendo à função vUartInit(), são configuradas as funções de *callback* de envio e recepção, recorrendo à função vUartSetCallbacks(). Uma função *callback* é passada por argumento para outra função e permite ser invocada quando ocorre um determinado evento. Utilizando esta topologia, os dados recebidos podem ser tratados directamente pelo nível superior, exemplificado como aplicação, sendo completamente transparente à HAL. Neste exemplo, quando é enviado um byte para um dispositivo externo, é chamada a função vUartWriteByte() que irá escrever no periférico o byte a enviar. Posteriormente, quando o byte de resposta é recebido, o periférico gera uma interrupção por forma a executar a rotina de interrupção do periférico (ISR). Por sua vez, esta chama a função definida pela aplicação (vSaveByte()) para tratar do byte recebido e enviar o próximo byte, caso exista. Na comunicação assíncrona e no I2C, a interrupção de recepção encontra-se sempre activa. Isto é, cada vez que é recebido um byte a função de *callback* é executada.

Apesar do estrutura de comunicação ser similar para a comunicação síncrona, SPI e I2C, foram criadas funções diferentes paras estas. No entanto, cada tipo possui uma estrutura associada por forma à HAL poder utilizar as mesmas funções independentemente da interface física. Por exemplo, no caso da placa OBC, existe apenas uma HAL SPI que pode ser instanciadas 4 vezes, correspondentes às 4 interfaces físicas SPI. No caso da placa STNucloF411RE foram utilizadas algumas das bibliotecas existentes da mbed para se efectuar esta interligação.

Foi ainda implementado uma função de inicialização para cada plataforma que é executada quando o microcontrolador inicia. Esta configura a direcção de todos os portos e a frequência de relógio do microcontrolador. Assim é possível definir as funções de espera activa em mili e microssegundos.

6.3. Sistema operativo

Um sistema operativo em tempo real, RTOS da sigla anglo-saxónica *Real Time Operating System*, é um sistema operativo destinado à execução de múltiplas tarefas onde o tempo de resposta a um evento é importante. Assim a resposta a um evento num tempo pré-determinado é tão importante como uma resposta logicamente correcta, podendo originar uma falha no sistema se esse tempo não for respeitado.

Um sistema operativo facilita a concepção de um sistema em tempo real. No entanto cabe ao programador implementar tarefas bem estruturadas para que o resultado final corresponda às limitações temporais requeridas. Assim, o sistema fornece diversos meios de controlo como a atribuição de diferentes prioridades a cada tarefa e um gestor que garante a execução das mesmas. O desenvolvimento de aplicações focadas nos eventos fica assim facilitada, evitando por exemplo o uso excessivo das rotinas de *pooling*. A implementação fica orientada à tarefa aumentando a modularidade do sistema. Ao mesmo tempo, uma implementação abstracta permite realizar uma aplicação compatível com diferentes plataformas a nível de *hardware*.

O sistema operativo escolhido para este projecto foi o FreeRTOS. O FreeRTOS é um sistema com requisitos de tempo real, projectado especificamente para sistemas embebidos com recursos computacionais reduzidos. O espaço ocupado pelo seu núcleo (*kernel*) é reduzido (aproximadamente 4 kB) e é compatível com diferentes microcontroladores e arquitecturas. A versão utilizada possui maioritariamente o código fonte em C, escalonamento preemptivo e cooperativo, mecanismos rápidos de notificações e troca entre tarefas com prioridades hierárquicas²⁸.

Os mecanismos de comunicação entre tarefas incluem:

- Queues (filas): são utilizadas para trocar mensagens entre tarefas ou entre tarefas e interrupções. Na maioria dos casos são utilizadas como FIFO (*First In First Out*), isto é, o primeiro elemento adicionado é o primeiro a ser retirado da fila.
- Semaphores (semáforos): são variáveis protegidas, de acesso múltiplo, que permitem a gestão e controlo de outros recursos. Por exemplo, podem ser utilizados para definir o número de tarefas que estão ou podem aceder a um determinado recurso.
- Mutexes: são similares aos Semaphores mas só existem dois valores possíveis: cheio ou vazio. Assim, podem ser utilizados como exclusão múltipla ou como mecanismo de sincronização entre tarefas.

Estes mecanismos são uteis nomeadamente para comunicar entre interrupções e tarefas, evitando esperas activas. Por exemplo, quando uma tarefa necessita de um recurso, pode utilizar um dos mecanismos anteriores para esperar por este. Enquanto isso acontece, o SO pode correr outra tarefa e retomar à primeira apenas quando o recurso está disponível. A API do FreeRTOS fornece todas estas funcionalidades e permite ainda criar tempos de espera para cada operação. Isto é, pode ser definido o tempo máximo que uma tarefa espera por um recurso.

6.4. Drivers

Os *drivers* considerados nesta secção fazem a interligação entre a aplicação e um determinado recurso em *hardware*. Além disso, permitem reservar uma determinada interface para uma tarefa específica durante uma transferência de dados. Desta forma é garantida a sequência correcta na troca de informações entre um dispositivo externo e o microcontrolador.

Utilizando os mecanismos de comunicação entre tarefas do SO, é possível gerir cada interface e permitir a concorrência de várias tarefas. Isto é, duas tarefas não podem aceder em simultâneo à

²⁸ http://www.freertos.org/about-RTOS.html - Acedido em 19 de Abril de 2016.

mesma interface mas uma pode ficar em fila de espera. Aliando estes processos a rotinas de interrupção é ainda possível executar outras tarefas que não necessitem de aceder à interface. Um exemplo deste processo pode ser visualizado na Figura 6.3, na qual duas interfaces tentam comunicar com um dispositivo por SPI.



Figura 6.3 – Exemplo de concorrência da Tarefa1 e Tarefa2 à mesma interface física.

Neste exemplo, existem duas tarefas (Tarefa1 e Tarefa2) a correr intermitentemente, escalonadas pelo SO. Durante a sua execução, a Tarefa1 (A) necessita de receber um byte do dispositivo externo. Para tal, executa a função da camada Driver (vSpiSendReceive()) que reserva a interface SPI correspondente através dum *Mutex* (SPI_MUTEX_TAKE). A utilização de *Mutexs*, que possuem heranças de prioridade, evitam a inversão de prioridades que pode ser causada com a adição de uma terceira tarefa, mais prioritária do que a Tarefa2. O SO resolve esta situação aumentando temporariamente a prioridade à tarefa que detém o *Mutex*.

Por sua vez, o driver cria duas *Queue* e insere os dados a enviar na lista correspondente. Como são utilizadas *Queues*, estas garantem a manipulação correcta dos dados a transaccionar, nomeadamente evitando acessos simultâneos. As *Queues* possuem ainda mecanismos especiais para evitar bloqueios quando são acedidas em rotinas de interrupções. A informação segue assim para a HAL que envia e recebe os dados como exemplificado anteriormente na secção 6.2.

Como o Tarefa1 está em espera, após o envio (B), o SO executa a Tarefa2. Na sua execução (C), a tarefa também necessita de aceder a um dispositivo localizado na mesma interface SPI. Quando tenta aceder à mesma interface, o *driver* SPI bloqueia-lhe o acesso e coloca-a em espera, não existindo mais tarefas para executar.

Após receber o valor requerido, a HAL executa a função vSpiRx_isr() que foi programada em *callback*. Como as funções de processamento de dados da HAL são programadas em *callback*, foi possível criar a separação entre esta e os *Drivers*. Esta função recebe os dados presentes na SPI_RX_QUEUE e desbloqueia a interface. Como a Tarefa2 se encontra em espera, esta executa (D) e envia a sua informação, procedendo da mesma forma que a anterior.

Quando o sistema já enviou o valor (E), o SO executa a Tarefa1 que pode tratar dos dados anteriormente pedidos. De forma análoga, quando o sistema recebe a informação para a Tarefa2 (F), esta executa.

6.5. Comunicação com os periféricos

O sistema desenvolvido possui vários periféricos externos ao microcontrolador que necessitam de ser acedidos pela aplicação, nomeadamente os sensores de determinação de atitude. É ainda necessário aceder a outros subsistemas utilizando o barramento de comunicação principal do satélite. As comunicações com estes periféricos utilizam as camadas Driver e HAL anteriormente descritas por forma a garantir a integridade nas trocas de informações. A pilha de *software* implementado pode ser visualizada na Figura 6.4.



Figura 6.4 - Pilha de software implementado.

No caso dos sensores utilizados, cada um possui uma biblioteca própria que utiliza os recursos das várias camadas apresentadas para facilitar e concentrar a interacção da aplicação com estes. Cada biblioteca utiliza um conjunto de funções da camada *Driver* (por exemplo vSpiInit() e vSpiSendReceive()) para aceder à interface do sensor. No entanto, a selecção do integrado, a activação da alimentação e a recolha da corrente consumida pelo sensor é efectuada com recurso a funções da HAL (vGpioWrite() e sAdcRead(), por exemplo).

A comunicação entre subsistemas recorre directamente ao *driver* de I2C pelo que é acedido pela aplicação. A aplicação utiliza ainda os recursos do sistema operativo, por exemplo para comunicações entre tarefas, e pode aceder directamente a funcionalidades implementadas na HAL, por exemplo acesso aos *leds* ou activação de pinos digitais das interfaces.

6.6. Aplicação desenvolvida

Por forma a implementar as funcionalidades apresentadas no projecto de *software*, a aplicação do sistema foi divida em três tarefas. Apesar de não incorporar todas as funcionalidades requeridas para o total funcionamento do OBC, a estrutura actualmente implementada, observável na Figura 6.5, serve como base para implementações futuras. Não implementadas encontram-se as funções de controlo de atitude e o protocolo de comunicação comum a todos os subsistemas.



Figura 6.5 – Estrutura da aplicação implementada no OBC.

As tarefas apresentadas possuem diferentes prioridades conforme o fluxo de dados estimado e a ênfase da tarefa no sistema global. Em seguida são apresentadas e descritas as tarefas por ordem decrescente de prioridade:

- vUpdateData: executada periodicamente para leitura e processamento dos dados dos sensores. Sendo a tarefa com uma periodicidade maior e mais restrita é também a mais prioritária;
- vBusData: tarefa de prioridade intermédia que permite recolher e enviar informações de outros subsistemas;
- 3. vSaveData: tarefa menos prioritária que configura o sistema de armazenamento e guarda as informações do sistema em memória. Esta é a tarefa que executa durante mais tempo pelo que lhe é atribuída uma baixa prioridade.

Quando inicia, a tarefa vUpdateData configura os sensores e respectivas interfaces. Posteriormente, de forma periódica a cada 50 ms executa as leituras dos diferentes sensores. De forma a manter uma frequência de aquisição estável, o tempo entre leituras é definido recorrendo à função do FreeRTOS vTaskDelayUntil(). Após cada leitura é actualizado a atitude actual do sistema com recurso ao algoritmo de Mahony [23]. A implementação deste algoritmo foi elaborado recorrendo à implementação *open-source*²⁹ de Madgwick [24]. As leituras dos sensores e a atitude calculada são por sua vez guardadas num *buffer* para posteriormente ser armazenado.

O armazenamento em memória é efectuado pela tarefa vSaveData e possui um mecanismo de duplo *buffer*. Isto é, enquanto esta tarefa processa os dados de um *buffer*, a tarefa vUpdateData insere as informações noutro *buffer*. Esta técnica é importante, por exemplo na escrita dos dados num cartão de memória, visto o acesso a este ser lento. Para gerir cada um destes *buffers* são utilizados *mutexes*, permitindo a paralelização destas tarefas.

Como os barramentos I2C entre sistemas funcionam em modo *multi-master*, isto é, com vários sistemas que pode iniciar uma comunicação, pode existir troca de informação assincronamente com a execução dos microprocessadores. Desta forma, foi criado uma tarefa, vBusData, dedicada exclusivamente ao tratamento destas informações. Actualmente apenas uma versão básica está implementada, permitindo fornecer a ultima atitude do sistema.

²⁹ http://www.x-io.co.uk/open-source-ahrs-with-x-imu/ - Acedido em 19 de Abril de 2016.
Capítulo 7

Resultados e caracterização

Este capítulo descreve a forma como foi validado e caracterizado o sistema desenvolvido. Primeiramente, o sistema foi testado em posições estáticas e os valores medidos foram comparados com os esperados. Posteriormente, recorrendo a um balão estratosférico, efectuou-se um teste por forma a comprovar o correcto funcionamento dos sensores.

7.1. Resposta estática do sistema

A resposta estática do sistema foi obtida recorrendo a uma suspensão Cardan³⁰ de 3 eixos manual. Foram testados individualmente cada um dos três ângulos (*roll, pitch* e *yaw*), tentando manter os restantes estáticos e nulos. Para cada um dos ensaios foram recolhidas amostras em intervalos de 5 °, perfazendo 72 valores (entre 0 ° e 360 °).

O primeiro ângulo a ser testado foi o *roll*, cujo gráfico correspondente pode ser observado na Figura 7.1. À esquerda são apresentados os dados da atitude do sistema, calculados com base no primeiro magnetómetro referido (Sensor1 – MPU9250), e à direita os dados para o segundo magnetómetro (Sensor2 – HMC5983). Os gráficos inferiores mostram o erro observados nas medições, isto é, entre a posição real e a calculada pelo sistema. Como se pode verificar, o erro máximo obtido no ângulo *roll* foi de 3.5 °. Constata-se ainda que o ângulo *yaw* não se manteve zero.

Seguidamente foi testado o ângulo *pitch*, cujos resultados são observáveis na Figura 7.2. Analisando os resultados, constata-se que os valores de *pitch* estão compreendidos entre -90 ºe 90 º. Isto ocorre porque um *pitch* superior a 90 º corresponde a um *pitch* com o ângulo complementar de 90 e a inversão dos restantes ângulos (*roll* e *yaw*). Como se pode observar, existem ainda variações no ângulo *roll* entre valores os próximos de -180 º e 180 º, que fisicamente correspondem a pequenas variações. O erro máximo observado no ângulo *pitch* é de 3.9 º.

³⁰ http://science.howstuffworks.com/gimbal1.htm - Acedido em 11 de Outubro de 2016.



Figura 7.1 - Teste estático do ângulo roll.



Figura 7.2 - Teste estático do ângulo pitch.

A Figura 7.3 mostra os dados do último ângulo analisado, *yaw*. Tal como nos casos anteriores, o sistema comportou-se como esperado, verificando-se, no entanto, um erro superior. O erro máximo observado no caso do sensor 1 foi de 10.7 graus, enquanto no sensor 2 foi de 40 graus. Como se pode observar no gráfico apresentado, o erro corresponde à transição de 180 para -180 graus.



Figura 7.3 - Teste estático do ângulo yaw.

Nos casos dos ângulos *roll* e *pitch*, o erro registado encontrou-se dentro do previsto, com os resultados dos dois sensores a comportarem-se de maneira similar. Contudo, no caso da análise do ângulo *yaw*, o erro do segundo sensor é superior ao do primeiro sensor para ângulos superiores a 180°, o que não era espectável. O erro observado pode resultar do desalinhamento dos eixos do segundo magnetómetro ou de erros na aquisição dos dados de calibração, sendo necessária uma calibração mais exacta para reduzir o erro.

7.2. Ensaio em altitude

Uma das formas de reproduzir fielmente o comportamento das condições observadas quando o satélite está em funcionamento no espaço é recorrer a laboratórios certificados com câmaras especiais para simularem as condições de pressão e diferenças de temperatura observadas no espaço. No entanto, estes ensaios são dispendiosos e, por vezes, os ensaios efectuados são estáticos. Outra forma de testar o correcto funcionamento dos sensores é recorrer a balões de elevada altitude, por forma a atingir a estratosfera, o que simula dinamicamente o comportamento do sistema a várias temperaturas. Desta forma, foi seleccionado este método para efectuar o ensaio.

Este teste foi realizado e conduzido pela equipa do Balua Project³¹ em conjunto com a AMRAD³², patrocinadora do projecto ISTNanosat. O teste consistiu no lançamento da segunda versão da placa protótipo, utilizada para testar os sensores com algumas modificações. Entre estas modificações destaca-se a alteração da alimentação para uma bateria de lítio (capaz de suportar a gama de temperaturas observadas) e a adição de um rádio. Este serviu para enviar código Morse contendo a telemetria do sistema, com uma periodicidade de um minuto. Os dados são recolhidos e processados a uma frequência de 20 Hz, sendo posteriormente armazenados no cartão microSD. O sistema foi acondicionado numa caixa de poliestireno, observável na Figura 7.4. O lançamento teve

³¹ http://balua.org/ - Acedido em 16 de Maio de 2016.

³² http://www.amrad.pt/ - Acedido em 16 de Maio de 2016.

origem no *campus* Taguspark do Instituto Superior Técnico e a disposição da carga pode ser observada na Figura 7.5.



Figura 7.4 - Acondicionamento do sistema em teste no Balua.



Figura 7.5 - Estrutura e identificação da carga do balão.

Após o rebentamento do balão, a carga foi recolhida com recurso a sistemas GPS e APRS perto de Évora, perfazendo um voo de aproximadamente 180 minutos. No entanto, os dados recolhidos apenas reportam 130 minutos do mesmo. Isto significa que existiu a perda parcial de dados durante a parte final do voo, nomeadamente na parte descendente. Apesar da origem da falha não estar determinada, poderá estar relacionada com a inoperacionalidade da bateria ou do cartão de memória na gama de temperaturas registadas. Visto o sistema não possuir um RTC, não é possível identificar os tempos de falha. Assim, sincronizaram-se os dados do sistema com a informação do APRS no início

do lançamento. O resultado pode ser observável na Figura 7.6, utilizando como exemplo a temperatura registada pelo primeiro sensor.



Figura 7.6 – Temperatura e altitude do sistema registados continuamente após o início da experiência.

Analisando a figura, verifica-se que o APRS registou uma altitude máxima de 27 km aos 124 minutos e que a última posição emitida na fase descendente foi aos 171 minutos, a 1.1 km. O sistema de determinação de atitude registou continuamente os primeiros 114 minutos da experiência, registando nesse instante o mínimo de temperatura de -19 °C.

A partir dos 114 minutos, o sistema desligou-se várias vezes, tornando impossível determinar o tempo absoluto dos acontecimentos seguintes. Contudo, foram registados mais 6 intervalos, nos quais o sistema reiniciou e registou os dados apresentados na Figura 7.7, identificados de A a F.



Figura 7.7 – Intervalos registados após reinícios do sistema.

Assim, o início de cada intervalo apresentado na figura é inferido, baseado nas seguintes observações do sistema. Nos intervalos de A a D, a temperatura do sistema seguiu a tendência anteriormente observada, continuando a descer, como seria esperado, na parte ascendente da experiência. De forma similar, as restantes grandezas comportaram-se de acordo com o esperado, tendo como exemplo na figura a intensidade do campo magnético, no eixo X, e a velocidade angular, no eixo Z. Observando o intervalo C, é possível identificar uma alteração brusca no comportamento do sistema, que corresponderá ao momento do rebentamento do balão. Esta interpretação é corroborada pelos dados do APRS, segundo o qual este momento ocorreu entre os 123 e 146 minutos. Assim, para facilitar a representação, os intervalos anteriormente referidos são apresentados continuamente. Analisando os intervalos E e F, constata-se que o sistema se encontra estático durante 40 minutos até serem registadas movimentações correspondentes à recuperação do sistema. Ou seja, durante este período, o sistema já se encontrava no solo.

Relativamente aos valores de temperatura registados, observáveis na Figura 7.8, pode-se constatar que esta desceu até -20 °C, devido ao aumento da altitude. Ambos os sensores registaram temperaturas similares. Contudo, os picos observados nas medições após os 114 minutos do sensor2 correspondem aos reinícios e intervalos descritos anteriormente. É ainda de notar que a temperatura interna da caixa era inferior a -15 °C quando o sistema retornou ao solo, mostrando que a caixa de poliestireno retardou a subida da temperatura, como era expectável.



Figura 7.8 - Temperatura no interior da caixa na experiência Balua.

A Figura 7.9 mostra a variação da velocidade angular do sistema registada pelo giroscópio a bordo do sistema. Como seria esperado, analisando o comportamento do balão, o movimento deste será sobretudo ascendente, não possuindo variações de grande amplitude em torno dos eixo X e Y. No entanto, durante o voo, o vento origina a rotação da carga do balão, traduzindo-se na variação da velocidade ângular em torno do eixo normal ao solo (Z).



Figura 7.9 – Dados recolhidos do giroscópio na experiência Balua, nos 3 eixos.

Analisando a aceleração sofrida pelo sistema, observável na Figura 7.10, constata-se que é registada a aceleração originada pela gravidade, no eixo Z, e que esta mantém valores próximos de zero nos restantes eixos. As oscilações observadas no início correspondem ao momento do lançamento e as oscilações finais correspondem à etapa descendente, após o rebentamento do balão.



Figura 7.10 - Aceleração nos 3 eixos sofrida pelo sistema na experiência Balua.

Os dados recolhidos acerca do campo magnético podem ser observados na Figura 7.11. Analisando o sensor1, verifica-se que a componente Z do campo magnético se mantêm praticamente constante até ao momento da descida. Por outro lado, existe uma grande variação das componentes X e Y, que correspondem a rotação em torno do eixo Z do sistema, como mencionado previamente. No entanto, comparando com o sensor2, verifica-se que existe um desvio em todos os eixos, sobretudo no eixo Z.



Figura 7.11 - Campo magnético registado na experiência Balua (sensor 1 à esquerda, sensor 2 à direita).

A combinação dos resultados analisados anteriormente com o algoritmo de determinação de atitude origina os valores observados na Figura 7.12. Como era previsto, o sistema mostra pequenas oscilações nos ângulos *roll* e *pitch*, contrariamente ao observado no ângulo *yaw*.



Figura 7.12 - Atitude do sistema na experiência Balua (à esquerda calculados com o sensor magnético 1, à direita calculados com o sensor magnético 2).

A Figura 7.13 mostra em detalhe a atitude do sistema durante um minuto na fase ascendente do teste. Nesta, é possível observar as variações do ângulo *yaw* correspondentes às variações observadas em torno do eixo Z.



Figura 7.13 – Atitude do sistema na experiência Balua (detalhe da fase ascendente).

A Figura 7.14 apresenta a atitude do sistema no intervalo C, sendo possível observar uma alteração na atitude aos 123.4 minutos. A partir deste instante, o sistema deixa de se comportar como anteriormente mencionado, aumentando a variação nos ângulos *roll* e *pitch*. É ainda possível observar a rotação do sistema em torno do eixo X, comprovada pela alteração do ângulo *roll* e apresentada em detalhe na Figura 7.15. Analisando os dois sensores, pode-se verificar que o segundo apresenta uma resposta mais lenta do que o primeiro.



Figura 7.14 – Atitude do sistema durante a experiência Balua: Intervalo C.



Figura 7.15 - Atitude do sistema durante a experiência Balua: detalhe do rebentamento do balão.

Posteriormente ao rebentamento, as cargas do balão deviam assumir uma posição estável, isto é, com o pára-quedas numa extremidade e a carga com maior massa na outra extremidade, originando um comportamento similar à fase ascendente. No entanto, no momento da recolha do sistema, constatou-se que os restos do balão ficaram enrolados ao pára-quedas e à carga do ISTNanosat. Assim, apesar de se verificar um decréscimo na variação da atitude no intervalo D, esta disposição não permitiu o comportamento esperado.

Os últimos dados recolhidos referem-se ao consumo de corrente dos sensores. O consumo médio do sensor1 foi de 7.1 mA e o do sensor2 foi de 2.3 mA, originando um consumo de 23.4 mW e 7.6 mW, respectivamente.

Capítulo 8

Conclusão

Os sistemas presentes nos satélites são projectados para atender às exigências específicas de cada um e adaptados à sua missão: grandes satélites exigem sensores e actuadores de controlo de atitude exactos e com grande capacidade de correcção de atitude, enquanto satélites mais pequenos possuem maioritariamente sensores integrados e actuadores com menor capacidade de correcção.

A arquitectura dos sistemas de controlo e determinação de atitude para satélites é composta por três blocos principais: sensores, unidade de processamento e controladores. No entanto, várias técnicas de estabilização podem ser utilizadas por forma a manobrá-los. Actualmente, o controlo de três eixos por campo magnético é frequentemente utilizado em pequenos satélites nas órbitas LEO.

O sistema desenvolvido começou por ser um sistema de determinação e controlo, incorporando requisitos específicos de controlo. Posteriormente, estes foram alterados por forma a utilizar a capacidade de processamento disponível para elaborar um sistema de gestão do satélite. A arquitectura do sistema é composta por um módulo de protecção contra sobrecarga, um módulo de sensores e respectivos condicionamentos de alimentação, um módulo com várias interfaces de *debug* e um bloco com o microcontrolador e memória *flash*. Possuí ainda interfaces com os outros sistemas (*Beacon e Modem GMSK*) e comunicação através do barramento principal do satélite.

A determinação de atitude é baseada numa IMU, utilizando sensores MEMS existentes no mercado. A frequência de leitura dos sensores é de 20 Hz, recolhendo o campo gravítico, o campo magnético e a velocidade angular. A mesma pode ser aumentada até 220 Hz. O sistema efectua a determinação de atitude baseando-se no algoritmo de Mahony. A cada iteração deste, os campos são normalizados, pois é apenas necessária a direcção dos mesmos. É aplicado o controlador proporcional a estes e é calculado um vector erro. Seguidamente, é corrigido o ritmo de rotação, integrando a taxa de rotação, por forma a calcular a velocidade angular. Este algoritmo representa matematicamente a atitude do satélite em quaterniões, por forma a evitar os problemas da singularidade dos ângulos de Euler, sendo convertidos posteriormente. Este algoritmo é caracterizado por um custo computacional simples e encontra-se adaptado para processamento em microcontroladores. A determinação da posição orbital pode ser feita com a incorporação de um receptor GNSS.

O projecto e fabricação das várias placas de protótipo resultaram na descoberta de erros lógicos (por exemplo na alimentação dos sensores) e na detecção de problemas funcionais (por exemplo na troca entre as alimentações em caso de falha do EPS). Após a correcção destes, elaborouse uma placa final seguindo as dimensões da norma CubeSat. Visto o sistema desenvolvido gerar os sinais de controlo para os actuadores (externos a este), foi analisada e tomada em consideração a posição do sistema no interior do satélite, deixando acessíveis as ligações aos *magnetorquers* e espaço para a organização da respectiva cabelagem. O sistema projectado permite ainda o funcionamento do processador em caso de avaria do EPS.

O uso de um sistema operativo de tempo real, FreeRTOS, facilita a implementação, o escalonamento das tarefas e o acesso em concorrência a recursos comuns, nomeadamente o barramento SPI dos sensores. Além disso, possibilita a criação de mecanismos para definição de tempos máximos de execução de determinadas tarefas. A recolha e o processamento dos dados são efectuados numa tarefa, existindo outras que armazenam e distribuem a informação. Uma das dificuldades encontradas foi em armazenar a informação recolhida no cartão SD.

Os resultados apresentados nos testes de posições estáticas foram os expectáveis para uma calibração manual. No entanto, esta terá contribuído para o aumento do erro da atitude. Assim, apesar do sistema demonstrar as funcionalidades requeridas, um sistema mais exacto apenas será conseguido recorrendo a outras técnicas de calibração quando o ISTNanosat-1 se encontrar totalmente construído, incorporando todos os restantes subsistemas.

Relativamente aos dados registados durante a experiência Balua, é importante referir que o objectivo deste teste não era verificar a exactidão do sistema, mas validar o conceito e a abordagem tomada. Apesar de terem ocorridos alguns problemas durante este teste, a experiência surtiu os efeitos desejados e proporcionou a descoberta de um problema que reinicia o sistema. Por determinar encontra-se a gama de temperatura de funcionamento do sistema. Contudo, o microcontrolador utilizado na experiência é diferente do utilizado na placa final, pelo que é necessário determinar concretamente o evento de falha: bateria, *Beacon*, cartão de armazenamento ou erro de *software*, não excluindo uma falha simultânea de vários.

Os objectivos principais deste projecto foram concluídos. No entanto, existem melhorias e testes que necessitam de ser efectuadas, nomeadamente:

- Verificar a gama de temperaturas de funcionamento do sistema final, utilizando uma fonte de alimentação estável, por forma a evitar o sucedido na experiência Balua. Assim, será possível efectuar o perfil térmico do sistema;
- Calibrar e caracterizar os sensores recorrendo a um método mais exacto e fiável, por exemplo, recorrendo a um braço robótico. Desta forma, poder-se-á determinar a origem dos erros e testar a resposta dinâmica do sistema;
- Criar um mecanismo de gestão dos erros originados pelos sensores, por forma a sinalizar quais os dados que não são válidos. Assim, estes erros não serão propagados a tarefas baseadas nestes dados, como o sistema de controlo;
- Implementar completamente o protocolo de comunicação com os outros subsistemas e funções associadas a estes;
- Melhorar o consumo energético, colocando o microcontrolador num estado latente quando não existirem tarefas para serem executadas.

Por forma a tornar o OBC num subsistema do ISTNanosat-1 completamente funcional, é ainda necessário implementar o controlo de atitude. Neste inclui-se a implementação e teste do algoritmo de controlo e produção dos *margnetorquers* nos painéis fotovoltaicos.

Referências

- [1] P. Coelho, "ISTNanosat-1 Quality Assurance, Risk Management and Assembly, Integration and Verification Planning," Instituto Superior Técnico Universidade Técnica de Lisboa, 2016.
- F. Davarian, "Prolog to the Section on Space Exploration and Science," *Proc. IEEE*, vol. 100, no.
 Special Centennial Issue, pp. 1782–1784, May 2012.
- [3] A. P. Cracknell and C. a. Varotsos, "Editorial and cover: Fifty years after the first artificial satellite: from Sputnik 1 to ENVISAT," *Int. J. Remote Sens.*, vol. 28, no. 10, pp. 2071–2072, May 2007.
- [4] K. Strong, "Introduction to Earth Observations." University of Toronto, Toronto, pp. 1–2, 2005.
- [5] M. A. Thompson, "Space race: african american newspapers respond to Sputnik and Apollo 11," University of North Texas, 2007.
- [6] B. Marado, "O Contributo do Poder Espacial na Estratégia das Pequenas Potências Europeias," *Ciências Militares, N.*^o 2, vol. I, pp. 25–48, 2013.
- [7] G. Konecny, "Small satellites A tool for Earth observation?," Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spat. Inf. Sci., vol. 35, pp. 580–582, 2004.
- [8] California Polytechnic State University, "CubeSat Design Specification." 2009.
- [9] S. W. Janson, "25 Years of Small Satellites," 25th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satell., 2010.
- [10] J. Bouwmeester and J. Guo, "Survey of worldwide pico-and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology," *Acta Astronaut.*, vol. 67, no. 7–8, pp. 854–862, Oct. 2010.
- [11] *"Space Technology Needs : Satellite Systems Technology Trends Small satellites and the SSTL perspective."* Surrey Satellite Technology Ltd, Guildford, 2010.
- [12] C. Crowell, "Development and analysis of a small satellite attitude determination and control system testbed," Massachusetts Institute of Technology, 2011.
- [13] J. Peraire and S. Widnall, "3D Rigid Body Dynamics 3D Rigid Body Dynamics." Massachusetts Institute of Technology, Massachusetts, EUA, pp. 1–13, 2009.
- [14] M. Macdonald and V. Badescu, *The International Handbook of Space*. Heidelberg, Berlin, 2014.
- [15] M. Campbell, "Attitude Determination and Control." Youth Space Center, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, pp. 1–18, 1991.
- [16] P. N. de Souza, "Subsistema de Controle de Atitude." Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São Jose dos Campos, SP, 2011.
- [17] O. de Weck, "Attitude Determination and Control (ADCS)," Massachusetts Institute of Technology, 2001.

- [18] Politecnico di Milano, "ADCS (Attitude Determination and Control Subsystem)," Politecnico di Milano, Milano, 2010.
- [19] A. Farhat, "Attitude Determination and Control System for CubeSat," Worcester Polytechnic Institure, 2013.
- [20] M. Meerman, M. Unwin, S. Gleason, S. Jason, and M. Sweeting, "A Nanosatellite to Demonstrate GPS Oceanography Reflectometry," *16th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satell.*, 2002.
- [21] T. Michel *et al.*, "A Comparative Analysis of Attitude Estimation for Pedestrian Navigation with Smartphones," *Indoor Position. Indoor Navig.*, October, 2015.
- [22] E. Bergamini, G. Ligorio, A. Summa, G. Vannozzi, A. Cappozzo, and A. M. Sabatini, "Estimating orientation using magnetic and inertial sensors and different sensor fusion approaches: Accuracy assessment in manual and locomotion tasks," *Sensors (Switzerland)*, vol. 14, no. 10, pp. 18625– 18649, 2014.
- [23] R. Mahony, S. Member, T. Hamel, and J. Pflimlin, "Nonlinear Complementary Filters on the Special Orthogonal Group," IEEE Trans. Autom. Control. Inst. Electr. Electron. Eng., vol. 53, no. 5, pp. 1203–1218, 2008.
- [24] S. O. H. Madgwick, "An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays," Technical report, University of. Bristol, 2010.
- [25] K. Großekatthöfer and Z. Yoon, "Introduction into quaternions for spacecraft attitude representation." Technical University of Berlin, 2012.
- [26] J. M. C. V. Gavinho, "Módulo de Alimentação do ISTnanosat-1," Instituto Superior Técnico -Universidade Técnica de Lisboa, 2015.
- [27] L. Wang, Y. Hao, and F. Wang, "Calibration of low cost MEMS inertial measurement unit for an FPGA-based navigation system," *IEEE Int. Conf. Inf. Autom. ICIA 2011*, pp. 181–186, 2011.
- [28] Y. X. Liu, X. S. Li, X. J. Zhang, and Y. B. Feng, "Novel calibration algorithm for a three-axis strapdown magnetometer," *Sensors (Switzerland)*, vol. 14, no. 5, pp. 8485–8504, 2014.
- [29] G. Artese and A. Trecroci, "Calibration of a low cost MEMS INS sensor for an integrated navigation system," *Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spat. Inf. Sci.*, vol. 37, no. B5, pp. 877–882, 2008.
- [30] Z. Tudor, "Design and Implementation of Attitude Control for 3-axes Magnetic Coil Stabilization of a Spacecraft," Norwegian University of Science and Technology, 2011.
- [31] J. M. de C. C. Teixeira, "MoteIST ++ A Hardware Platform for Wireless Sensor Networks," Instituto Superior Técnico - Universidade Técnica de Lisboa, 2009.

Anexo A

Interface com Beacon

Todos os sinais presentes na interface com o *Beacon* podem ser observados na Tabela A.1. A disposição dos terminais na interface física pode ser observada na Figura A.1.

Sinal	Terminal	Designação	Sinal	Terminal	Designação
AGND	1-2	Negativo analógico	CS	15	BEACON SPI - Selecção do Beacon
12V	3	DC 12	GPIO0	16	Pino genérico de entrada/saída digital
5V	4	DC 5 V	MOSI	17	BEACON SPI - Entrada do Beacon
OBC_3V3	5	3V3 regulados OBC	GPIO1	18	Pino genérico de entrada/saída digital
PC103_3V3	6	3V3	MISO	19	BEACON SPI - Saída do Beacon
RAW	7-8	DC (EPS em caso de falha)	GPIO2	20	Pino genérico de entrada/saída digital
RESET	9	Sinal de reinicio	CLK	21	BEACON SPI - Sinal de Relógio
FAULT	10	Sinal de falha	GPIO3	22	Pino genérico de entrada/saída digital
DGND	11-14, 23-24	Negativo digital			ou Pino de entrada analógica

Tabela A.1 - Sinais presentes na interface com o Beacon.



Figura A.1 - Esquema do conector do Beacon, vista inferior.

Anexo B

Interface com Modem GMSK

Todos os sinais presentes na interface com o *Modem GMSK* podem ser observados na Tabela B.1. A disposição dos terminais na interface física pode ser observada na Figura B.1.

Singl	Torminal	Designação	Sinal	Torminal	Designação
	reminar	Designação	DOND	101 104	Designação
AGND	1-4	Negativo analógico		101-104	
AGND	5-8	Negativo analogico	FAULI	105-108	Sinal de faina
AGND	9-12	Negativo analogico	RESET	109-112	
AGND	13-16	Negativo analogico	SD_GMSK	113-116	Sinal para desligar Modem
12V	17-20	DC 12 V	DGND	117-120	Negativo digital
5V	21-24	DC 5 V	PC104_H2.13	121-124	COM SPI - Selecção do Modem
3V3	25-28	DC 3.3 V: PC104 ou regulador interno	PC104_H2.14	125-128	COM SPI - Entrada do Modem
		do OBC	PC104_H2.15	129-132	COM SPI - Saída do Modem
DGND	29-32	Negativo digital	PC104_H2.16	133-136	COM SPI - Sinal de Relógio
DGND	33-36	Negativo digital	COM_TX	137-140	COM UART TX
DGND	37-40	Negativo digital	COM_RX	141-144	COM UART RX
DGND	41-44	Negativo digital	PC104_Hx.09	145-148	Reservado para sistemas COM
GPIO0	45-48	Pino genérico de entrada/saída digital			comerciais
		para OBC	PC104_Hx.10	149-152	Reservado para sistemas COM
GPIO1	49-52	Pino genérico de entrada/saída digital			comerciais
		para OBC	PC104_Hx.11	153-156	Reservado para sistemas COM
GPIO2	53-56	Pino genérico de entrada/saída digital			comerciais
		para OBC	PC104_Hx.12	157-160	Reservado para sistemas COM
GPIO3	57-60	Pino genérico de entrada/saída digital			comerciais
		para OBC	PC104_H1.11	161-164	Reservado para sistemas COM
GPIO4	61-64	Pino genérico de entrada/saída digital			comerciais
		ou entrada analogica para OBC	PC104_H1.15	165-168	Reservado para sistemas COM
CDH_CS	65-68	OBC SPI - Selecção do Modem			comerciais
CDH_MOSI	69-72	OBC SPI - Entrada do Modem	DGND	169-172	Negativo digital
CDH_MISO	73-76	OBC SPI - Saída do Modem	DPWM0	173-176	Sinal PWM para Magnetorquers
CDH_CLK	77-80	OBC SPI - Sinal de Relógio	DPWM1	177-180	Sinal PWM para Magnetorquers
DGND	81-84	Negativo digital	DPWM2	181-184	Sinal PWM para Magnetorquers
SCL0	85-88	I2C Primário - Sinal de Relógio	DPWM3	185-188	Sinal PWM para Magnetorquers
SDA0	89-92	I2C Primário - Sinal de Dados	DPWM4	189-192	Sinal PWM para Magnetorquers
SCL1	93-96	I2C Secundário - Sinal de Relógio	DPWM5	193-196	Sinal PWM para Magnetorquers
SDA1	97-100	I2C Secundário - Sinal de Dados	DGND	197-200	Negativo digital

Tabela B.1 - Sinais presentes na interface com o modem GMSK.



Figura B.1 – Esquema do conector SODDIM do *modem* GMSK, vista de topo.

Anexo C

Esquema eléctrico do OBC



O esquema eléctrico da placa desenvolvida pode ser observada nas Figura C.1 a Figura C.9.

Figura C.1 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: regulação da alimentação.



Figura C.2 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: processador e memória.



Figura C.3 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: interface com MPU9250.



Figura C.4 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: interface com HMC5983.



Figura C.5 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: circuito e ligações de programação e debug .



Figura C.6 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: GPS e sensor de temperatura.



Figura C.7 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: protecção das interfaces I2C.



Figura C.8 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: *Modem* GMSK e *Beacon*.



Figura C.9 – Esquema eléctrico da placa desenvolvida: barramento principal e ligações aos magnetorquers.