



UP - Análise, Implementação em Hardware e Validação Pré-Voo de Sistemas de Controlo para Nano e Micro- satélites de Observação da Terra

PROJECTOS DE I&D - PROJECTOS INDIVIDUAIS

Projecto n.º 23916 - UP

SUMÁRIO EXECUTIVO

[ESTA PÁGINA FOI INTENCIONALMENTE DEIXADA EM BRANCO]

ÍNDICE

1.	INTRODUÇÃO	4
1.1.	OBJECTIVO DO DOCUMENTO	4
1.2.	LISTA DE ACRÓNIMOS	4
1.3.	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	5
2.	MOTIVAÇÃO E OBJECTIVOS DO PROJECTO	6
3.	TECNOLOGIAS DE SUPORTE A SISTEMAS DE CONTROLO DE ORIENTAÇÃO E ÓRBITA (AOCS)	8
3.1.	CONCEITO DE MISSÃO E DEFINIÇÃO DE REQUISITOS	8
3.2.	FERRAMENTAS DE ANÁLISE E TESTE	10
3.3.	TECNOLOGIAS DE SUPORTE À IMPLEMENTAÇÃO.....	11
4.	DESENVOLVIMENTO DE AOCS PARA CUBESATS	14
5.	CO-PROJECTO DE AOCS E IP PARA ESTABILIZAÇÃO DE IMAGEM	17
6.	PROJECTO CONCEPTUAL DE UM MICROSSATÉLITE PARA OBSERVAÇÃO TERRESTRE DE ALTA-RESOLUÇÃO.....	24
7.	CONCLUSÕES.....	28

1. INTRODUÇÃO

1.1. OBJECTIVO DO DOCUMENTO

Este documento apresenta o sumário executivo da projecto *UP - Análise, Implementação em Hardware e Validação Pré-Voo de Sistemas de Controlo para Nano e Micro-satélites de Observação da Terra* executado de Setembro 2018 a Março de 2021, com cofinanciamento do P2020 (projecto N.º NORTE-01-0247-FEDER-23916). Este projecto foi executado integralmente pela Spin.Works, S.A..

Nº de Projecto	NORTE-01-0247-FEDER-23916
Acrónimo do projecto	UP
Título do projecto	UP - Análise, Implementação em Hardware e Validação Pré-Voo de Sistemas de Controlo para Nano e Micro-satélites de Observação da Terra
Data de início de projecto	17 de Setembro de 2018
Duração do projecto	30 meses (após prorrogação de 6 meses)
Data de finalização do projecto	11 de Março de 2021
Web site do projecto	http://www.spinworks.pt/portfolio/up/
Promotor	Spin.Works, S.A.

1.2. LISTA DE ACRÓNIMOS

Acrónimo	Descrição
AOCS	Attitude and Orbit Control System (Sistema de Controlo de Orientação e Órbita)
LEO	Low Earth Orbit (Órbita Baixa Terrestre)
RD	Reference Document (Refêrencia Bibliográfica)
ESA	European Space Agency (Agência Espacial Europeia)
LEOP	Launch and Early Operations Phase
NASA	National Aeronautics and Space Administration
TDI	Time-Delay-Integration
TRL	Technology Readiness Level (Nível de Prontidão Tecnológica)

Tabela 1: Lista de Acrónimos

1.3. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[Ref.]	Título	Data
[RD1]	https://www.windriver.com/news/press/news-10901 Visitado a 6 de março de 2021	2021
[RD2]	SPIN-UP-TN-001-“Análise de Requisitos de Sistema AOCS para Cubesats”	2019
[RD3]	SPIN-UP-TN-002-“Análise de Requisitos de Sistema AOCS para Estabilização de Imagem”	2019
[RD4]	SPIN-UP-TN-003-“Arquitetura, Projeto Detalhado e Validação de Tecnologias de Suporte para Cubesats”	2020
[RD5]	SPIN-UP-TN-004-“Relatório de Projeto de AOCS para Cubesats: Arquitetura, Projeto Detalhado, Plano de Validação e Testes”	2019
[RD6]	SPIN-UP-TN-005-“Relatório de Projeto Conceptual de Estabilizador de Imagem para Observação da Terra”	2019
[RD7]	SPIN-UP-TN-006-“Relatório de Co-Projeto Detalhado de AOCS e IP para Estabilização de Imagem”	2021

Tabela 2: Referências Bibliográficas

2. MOTIVAÇÃO E OBJECTIVOS DO PROJECTO

O projecto UP representa um passo fundamental da evolução da Spin.Works no mercado espacial. Pela primeira vez pretende-se, no panorama nacional, capacitar uma empresa para o desenvolvimento integrado de sistemas de pilotagem automática (Attitude and Orbit Control Systems - AOCS) de satélites de pequenas dimensões, tirando partido da experiência acumulada pela Spin.Works ao longo de mais de 10 anos em projectos no sector espacial orientados para esta área, e aplicando essa mesma capacidade desde já a nano-satélites do tipo CubeSat e MicroSat de observação da Terra de muito alta resolução - <1m/pixel. Tal implica um esforço significativo não só ao nível de um desenvolvimento incremental de algoritmos (sendo que o grau de maturidade tecnológica das soluções da Spin.Works se encontra, dependendo do tipo de missão, em valores até TRL 5) mas também – e sobretudo – de processos, ferramentas de software e de instalações físicas, com vista a subir a maturidade tecnológica das soluções da empresa para o nível 8 (qualificação para vôo) e, assim, que a prazo a empresa possa estar nos patamares mais altos de competitividade nesta área no contexto europeu, nomeadamente, ao nível de actividades da Agência Espacial Europeia (ESA).

Em concreto, este projeto teve como objectivo a implementação de ferramentas de simulação dinâmica de muito alta fidelidade em que processadores qualificados para o espaço são programados para participar tal como se estivessem a trocar dados com sensores e actuadores reais, e em ambiente representativo da missão espacial-alvo. Também o desenvolvimento de ferramentas para avaliação de incertezas e dispersões de trajectórias reais em torno do caminho nominal (assim como a reacção dos sistemas de pilotagem automática a esses desvios).

Este projeto teve ainda como objectivo abrir o caminho à automatização progressiva da geração de código para implementação em processadores qualificados para o espaço de acordo com as melhores práticas da indústria.

Equipada com estas ferramentas-base, a Spin.Works propôs-se ainda no âmbito deste projecto a desenvolver um nano-satélite com as capacidades-base para operação autónoma em órbita baixa (i.e., capaz de manter uma orientação segura onde células fotovoltaicas convertem energia solar permitindo a operação dos restantes sistemas a bordo) e a desenvolver o projecto preliminar completo de um MicroSat de observação da Terra, com detalhe suficiente para que seja possível inferir todas as fontes de perturbação da orientação do satélite através de modelos detalhados de sensores, actuadores, térmicos, estruturais/mecânicos, e das limitações dos próprios algoritmos de controlo.

O desenvolvimento destas plataformas tem, entre outros, o objectivo de estabelecer o ponto de partida da definição dos modos de guiamento, navegação e controlo essenciais para a manter operacional em situação de falha satélites de pequena e grande dimensão e o de desenvolver as capacidades necessárias para desenho integrado de veículos espaciais capazes de operar em órbita baixa terrestre. Trata-se de um objectivo-chave do projecto que permitirá aferir da capacidade da empresa, progressivamente, enveredar pelo projecto detalhado de todos os subsistemas de um veículo espacial e, eventualmente, levar à construção de veículos

especiais de pequenas dimensões.

3. TECNOLOGIAS DE SUPORTE A SISTEMAS DE CONTROLO DE ORIENTAÇÃO E ÓRBITA (AOCS)

3.1. CONCEITO DE MISSÃO E DEFINIÇÃO DE REQUISITOS

No âmbito deste projecto definem-se dois conceitos de missão servindo o primeiro como pedra basilar para o desenvolvimento de veículos espaciais para órbitas baixas terrestres e o outro, mais ambicioso, como aplicação e expansão deste desenho ao caso de estudo de sistemas de observação terrestre de alta-resolução.

No primeiro caso (CubeSat), aborda-se a problemática das operações durante e após o lançamento (LEOP), assim como, o estudo da órbita de operação considerando-se a duração desejada para a missão e os efeitos de forças dissipativas como o atrito aerodinâmico.

Do estudo sobre o LEOP, estipulou-se o conceito de operações-base para garantir a operação segura de qualquer veículo espacial em LEO definindo-se a ordem de eventos e os sistemas essenciais para garantir: 1) operação sustentável do veículo (i.e., geração de energia para alimentar os sistemas-base); 2) manutenção das condições nominais de operação (e.g., temperatura); 3) estabelecer uma linha de comunicação com o centro de operações no solo.

Durante a definição e estudo detalhado da órbita de operação aferiu-se o impacto de fenómenos externos como a variabilidade do campo gravítico terrestre, pressão de radiação solar, os efeitos de campos gravíticos de outros corpos celestes (ex. Lua) e efeitos de atrito aerodinâmico. Com base nesta informação e nas propriedades da órbita nominal foi ainda estudado o decaimento da órbita e o tempo de operação estimado de ambos os sistemas.

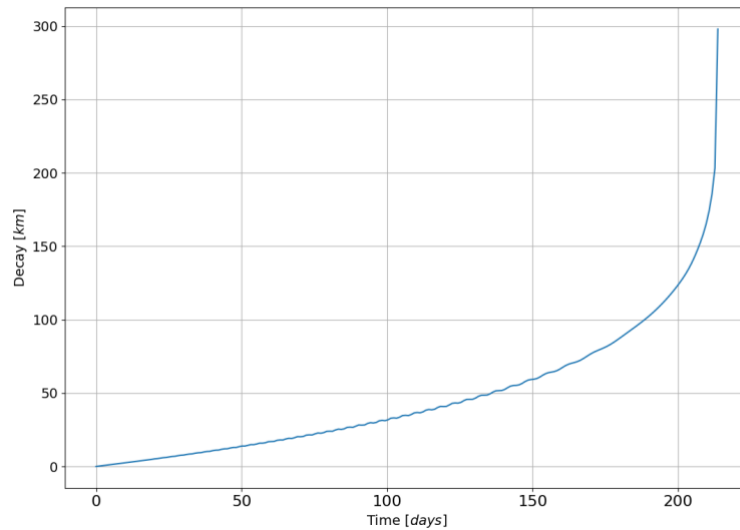


Figura 1: Decaimento de órbita de um satélite na classe 1U para uma órbita LEO

O conceito de missão do MicroSat para observação terrestre de alta-resolução expandiu o anterior conceito de missão adicionando as capacidades necessárias para estabilização de orientação em 3 eixos, controlo de órbita e aquisição de imagem. Como discutido em secções subsequentes, apesar da estabilização de orientação em 3 eixos não ser fulcral para garantir a segurança da operação é uma das funcionalidades preponderantes para o estabelecimento de capacidades de maior complexidade como o apontar de instrumentos para a Terra ou a execução de manobras de manutenção de órbita.

Considerando a extensão do período de operação do MicroSat para observação terrestre foi ainda avaliado o ΔV necessário à manutenção de órbita tendo sido concluído que para um período de operação de 5 anos seriam necessários 32.4 m/s para manter o satélite operacional na sua órbita nominal.

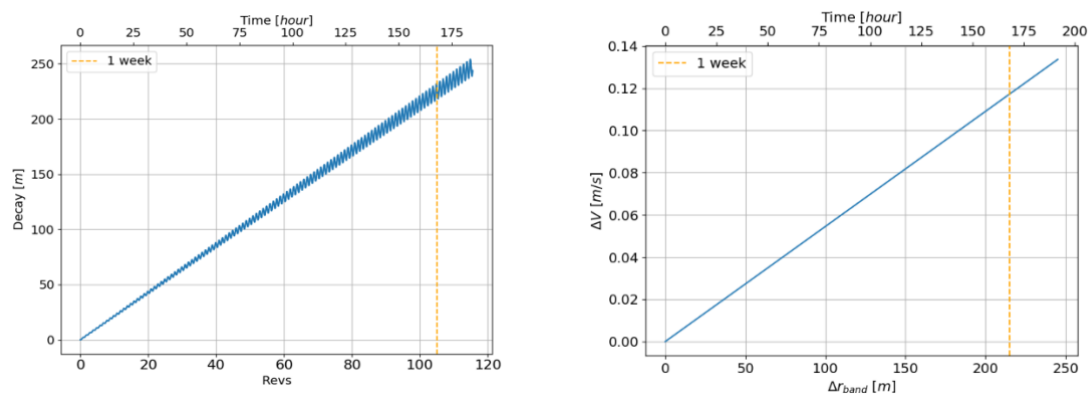


Figura 2: Decaimento de órbita do MicroSat para um período de uma semana recorrendo a manobras de manutenção de órbita (esquerda); consumo de ΔV estimado para a manutenção de órbita para um período de uma semana (direita)

3.2. FERRAMENTAS DE ANÁLISE E TESTE

Como parte de conjunto de ferramentas base para concepção, estudo e implementação foi desenvolvida uma ferramenta de simulação em MATLAB. Esta ferramenta visa permitir o estudo detalhado dos diversos sistemas que constituem o sistema de controlo de orientação e órbita desde uma fase inicial até à sua implementação no computador de bordo.

Por forma a tornar esta ferramenta de simulação expansível e de fácil manutenção adoptou-se uma arquitectura modular. Assim, a ferramenta de simulação (SpinSim) é constituída por uma unidade central responsável pela chamada das diversas bibliotecas e pelo processamento das simulações (c.f., Figura 3). Nas bibliotecas que constituem o simulador estão incluídas ferramentas desenvolvidas por terceiros (ex. NAIF-SPIICE) assim como bibliotecas desenvolvidas na Spin.Works. Estas incluem desde operações matemáticas com quaterniões até a modelos de alta-fidelidade de sensores e atuadores.

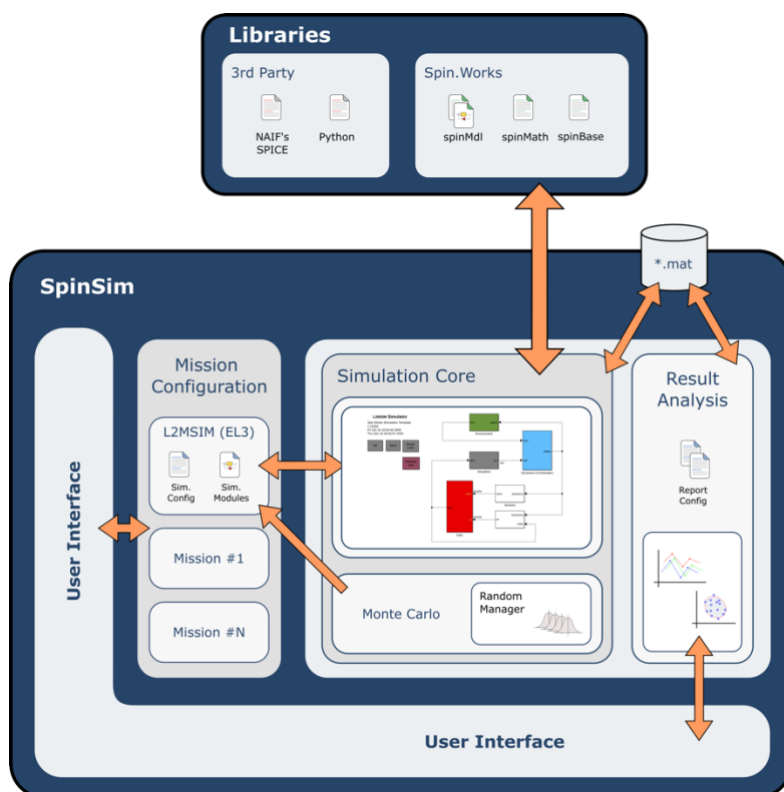


Figura 3: Arquitectura da ferramenta de simulação SpinSim

Como forma a assistir no desenho e pré-avaliação de desempenho dos sistemas de AOCS foram reutilizadas ferramentas de análise de missão desenvolvidas pela Spin.Works no âmbito de outros projectos sendo, no âmbito do projecto UP, adicionada uma nova funcionalidade de análise de covariância que permitiu agilizar o processo de desenho de sistemas como o AOCS para diversos tipos de missão como os estudados nesta atividade assim como missões de alunagem no Pólo-Sul da Lua (c.f., Figura 4).

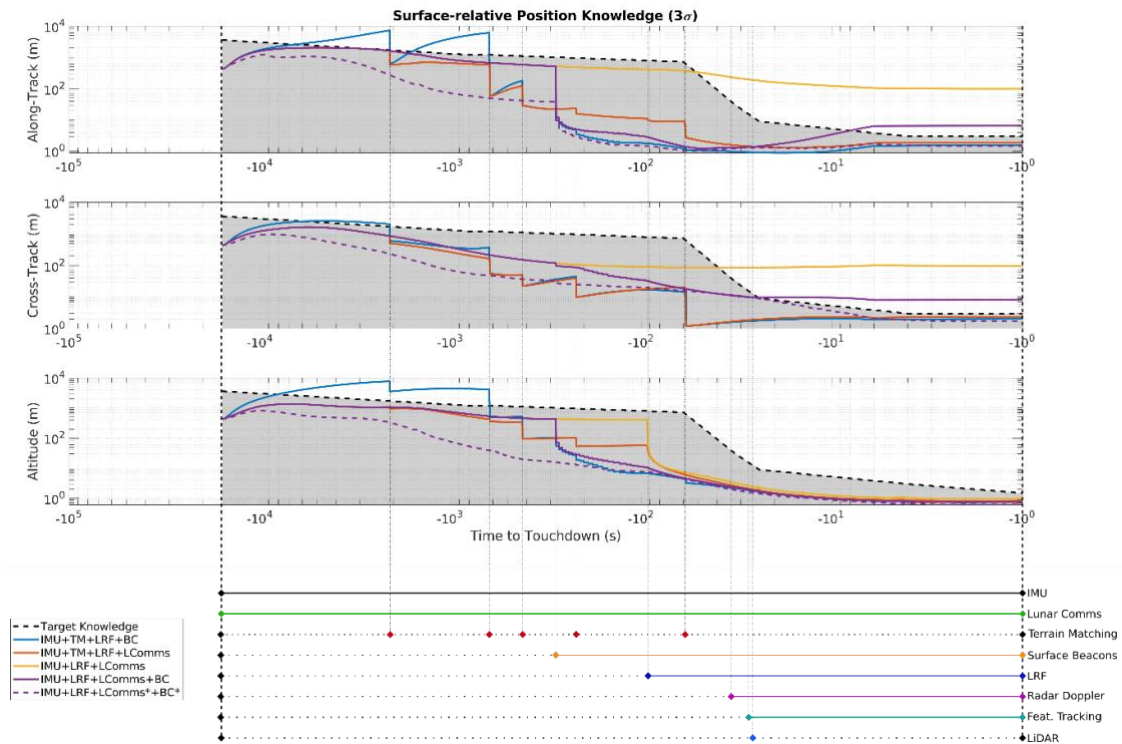


Figura 4: Análise de covariância multisensores para a fase propulsiva de uma alunagem no Pólo Sul

Este conjunto de ferramentas permite assim à Spin.Works deter a infraestrutura-base para analisar e desenvolver conceitos de veículos espaciais para órbita baixa terrestre, assim como, veículos destinados à alunagem.

3.3. TECNOLOGIAS DE SUPORTE À IMPLEMENTAÇÃO

Durante a fase de desenho e dimensionamento do sistema de AOCS, diversas ferramentas, como Matlab/Simulink, são normalmente utilizadas oferecendo simplicidade e flexibilidade a todo este processo. No entanto, aquando da fase de implementação todos estes sistemas necessitam de ser “adaptados” ao sistema final a ser implementado a bordo. Tradicionalmente, este processo implica que um ou mais elementos da equipa adaptem código de alto-nível a linguagens como C. Além de moroso, este processo pode levar a erros e disparidades entre o desenho original e o código final. A criação de ferramentas de codificação automática veio agilizar este processo e reduzir a presença de possíveis erros humanos.

Assim, no âmbito deste projecto desenvolveu-se uma ferramenta de codificação automática recorrendo a bibliotecas desenvolvidas pela Mathworks para a interpretação de código MATLAB/Simulink e posterior geração do código em C. Para tal, investigou-se o funcionamento e configuração das bibliotecas da Mathworks para a passagem de código MATLAB/Simulink para código C. Apesar de permitir a geração de código C as bibliotecas usadas eram agnósticas ao uso de sistemas operativos de tempo-real e às suas especificidades.

Diferentes soluções de sistemas operativos de tempo-real foram estudadas. Salientam-se o VxWorks utilizado em inúmeras missões da NASA, como é o caso da *Curiosity* em Marte [RD1]; o FreeRTOS com uma grande comunidade de utilizadores; no entanto, optou-se pelo *Real-Time Executive for Multiprocessor Systems*

(RTEMS) pela sua adesão por parte da Agência Espacial Europeia (ESA) em diversos projectos e por suportar processadores como os LEON-SPARC usados por diversas vezes em missões interplanetárias, entre outras. Este foi o resultado do estudo que visou investigar diversas unidades de processamento aplicáveis à missão de observação terrestre de alta-resolução. Das diversas unidades investigadas destacam-se as unidades de processamento LEON3 e LEON4 (GR740) fornecidas pela Cobham. A primeira com vasta utilização em diversas missões desde observação terrestre a viagens interplanetárias, ao paço que a segunda, sendo mais recente, oferece maior poder computacional, mas um menor histórico em missões. Mais ainda, estas unidades são extensivamente utilizadas em missões lideradas pela ESA e, portanto, a sua aquisição e domínio técnico permitirá à Spin.Works estar equipada, não só com a infraestrutura, mas também com o conhecimento técnico necessário para o desenvolvimento de *software* de voo para futuras missões lideradas pela ESA.



Figura 5: Unidade de processamento qualificada para espaço GR740 (LEON4)

Com o objectivo de implementar e testar o desenho do sistema de AOCS para CubeSats, estudaram-se ainda diferentes soluções de hardware. Neste estudo foram comparadas soluções *plug-and-play* (PnP), sendo os diversos sistemas fornecidos em conjunto, e a aquisição independente dos diversos sistemas. Concluiu-se que aquisição de uma plataforma completa, de um só fabricante, seria a solução mais favorável ao projecto por oferecer um desenho comprovado e testado e o suporte do fabricante durante a fase de integração.

Por último, desenvolveu-se o *software* que serve de base para o *data-handling* em computadores de bordo para as plataformas desenvolvidas no âmbito do projecto UP e para futuras missões levadas a cabo pela Spin.Works. Este sistema é dividido em dois níveis: comunicações internas (entre tarefas) e comunicações externas (entre periféricos).

No que respeita as comunicações externas, desenvolveu-se o software de tempo-real responsável por comunicações através de Ethernet recorrendo ao protocolo TCP/IP. Optou-se por este protocolo de comunicações por ser largamente suportado e também tendo em vista o seu uso na ferramenta de simulação anteriormente referida. Desta forma, foi possível estabelecer comunicação entre o ambiente de simulação e o processador externo, permitindo assim a execução de simulações PIL.

As comunicações internas adoptam um sistema de partilha de recursos (memória) através de mutexes que controlam/protegem o acesso aos registos de memória. Assim, com base no destinatário de uma mensagem

recepcionada, o gestor de dados escreve o pacote de dados recebido num bloco de memória determinado pela fonte da informação. Posteriormente, é enviada uma mensagem à tarefa de destino indicando a actualização da informação referente ao processo de origem (fonte). A próxima figura mostra o *flowchart* referente à tarefa de data-handling (tcpTask) e posterior sistema de escrita e leitura protegido por mutexes.

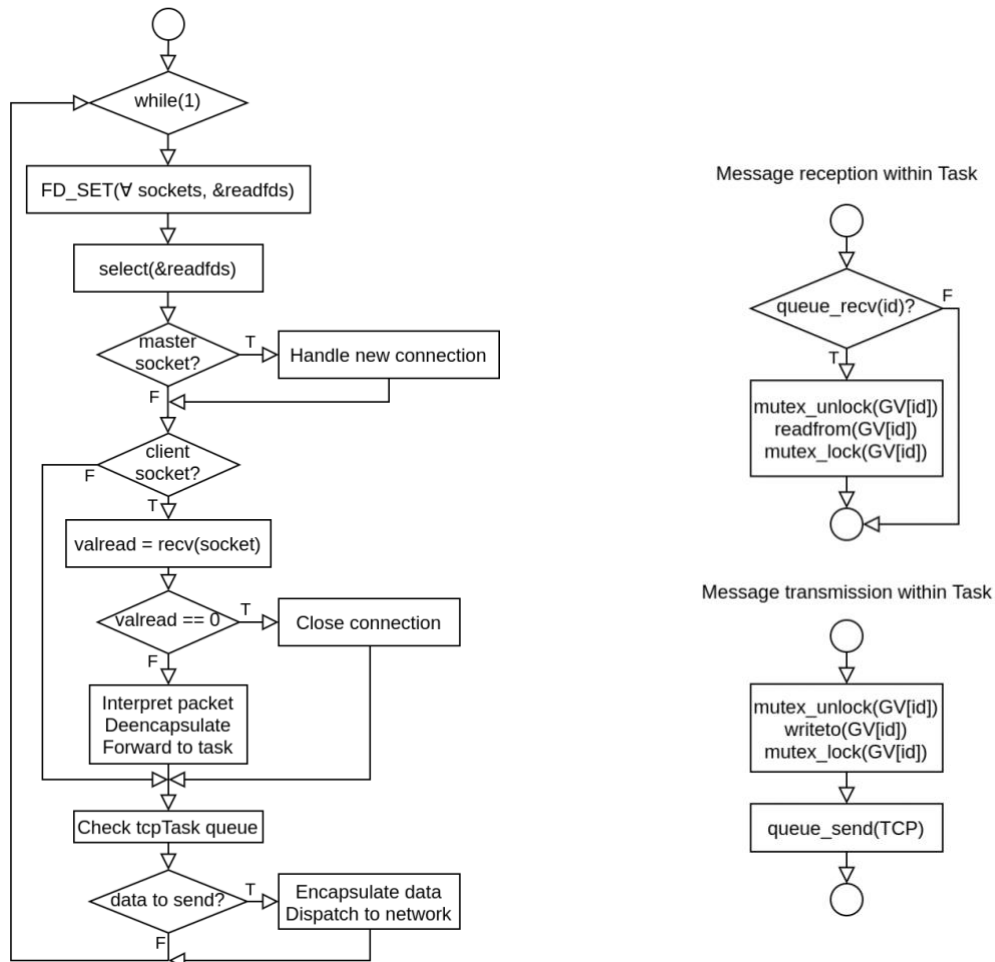


Figura 6: (a) *flowchart* da função principal da tarefa tcpTask; (b) mecanismo de mutexes para acesso a variáveis globais.

4. DESENVOLVIMENTO DE AOCS PARA CUBESATS

No contexto de uma missão espacial e, em particular, de um CubeSat é crucial garantir o conjunto de funções-base que permitem a sua sobrevivência e a realização de operações essenciais após separação do lançador. Com base na análise do sistema e de requisitos conclui-se que o CubeSat tem que ser capaz de estabelecer uma linha de comunicações com o centro de controlo e de gerar energia por forma a manter a sua operação por tempo indeterminado. Consequentemente, verificou-se que o sistema de AOCS teria de ser capaz de estabilizar a orientação do veículo dentro de determinadas condições para permitir o estabelecimento da linha de comunicações e maximizar a geração de energia através de painéis fotovoltaicos.

Assim, estudaram-se várias alternativas para efetuar o controlo de orientação. As soluções analisadas visaram o uso de propulsores, de rodas inerciais e de actuadores magnéticos (uma vez que a missão se desenrola na proximidade da Terra). Devido ao pequeno volume do veículo e à reduzida produção de energia resultado da pequena área exposta ao Sol descartou-se o uso de rodas inerciais. O uso de propulsores, além de necessitar de um volume inadequado a um CubeSat 1U, está limitado à quantidade de combustível disponível. Portanto, o uso de actuadores do tipo magneto-torquers é a opção que melhor se adequa aos requisitos definidos. Estes actuadores além de compactos requerem pouca energia podendo operar indefinidamente; contudo, é importante notar que a actuação proveniente deste actuadores está dependente da interacção com o campo magnético terrestre e, portanto, está limitada a dois graus de liberdade, não sendo possível gerar momentos ao longo de vector de campo-magnético.

Em seguida, identificaram-se os sensores necessários à operação do sistema de AOCS tendo sido seleccionados sensores de Sol para permitir a reconstrução do vector de Sol, magnetómetros para medir o campo magnético terrestre e giroscópios para permitir a observação das velocidade angulares do veículo.

Por último, definiu-se a arquitectura dos modos de AOCS considerando, além das condições nominais de operação, a separação do lançador e uma possível recuperação de uma falha no controlo de orientação causada por um aumento da velocidade angular.

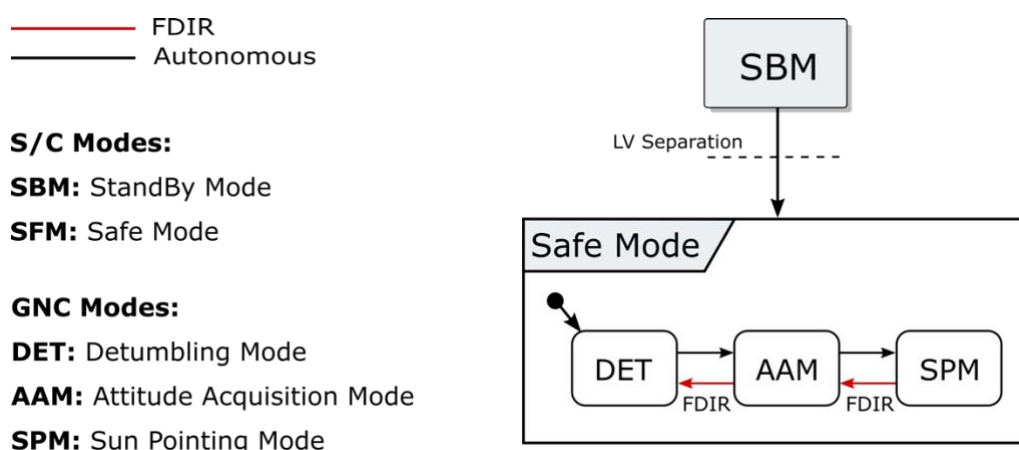


Figura 7: Arquitectura dos modos de AOCS da plataforma CubeSat 1U

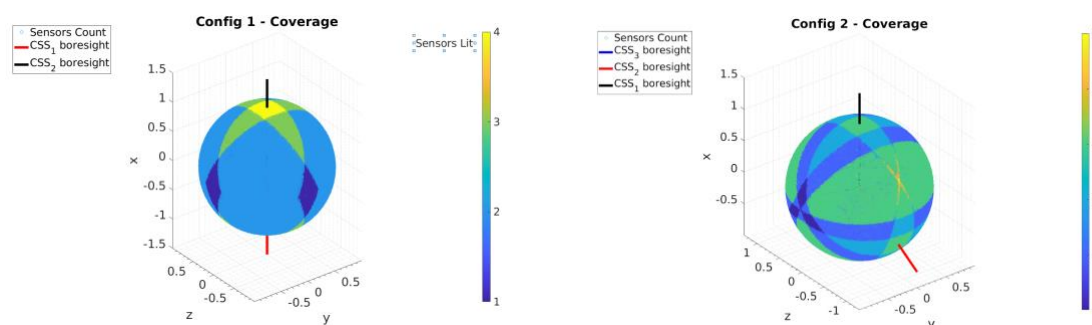
No que respeita a funções de pilotagem automática que foram desenvolvidas, foram ainda implementados os seguintes elementos:

- **Attitude Determination System (ADS):** esta função estima a orientação do Cubesat e os desvios sistemáticos presentes nas medidas de giroscópios. O sistema está baseado em medidas de giroscópios, sensores de sol e medidas de magnetómetros;
- **Attitude Profiler:** a função permite gerar internamente uma manobra de rotação controlada (slew manoeuver) a partir da estimativa de orientação atual até à orientação-alvo;
- **Attitude Controller (Estabilização):** comanda um dipolo magnético que estabiliza o Cubesat em torno de uma orientação;
- **Attitude Controller (Seguimento):** comanda um dipolo magnético que estabiliza o Cubesat ao longo de um perfil pré-definido de orientação e velocidades angulares.

Após a definição da arquitectura do AOCS procedeu-se ao desenho detalhado e implementação dos seus diversos componentes. Estes são constituídos por:

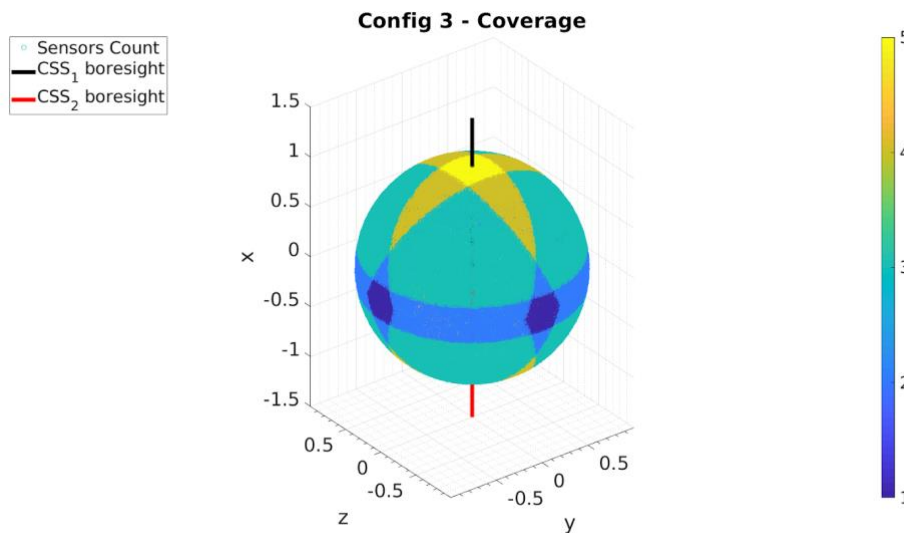
- **Attitude Explicit Complementary Filter** – este filtro é responsável pela estimação da orientação do CubeSat com base em medidas dos sensores de Sol e magnetómetro, sendo a informação dos giroscópios utilizada para a propagação da orientação do CubeSat.
- **Detumbling Control** – este módulo de controlo é responsável pela estabilização da orientação do - CubeSat nos momentos seguintes à separação do lançador e sempre que o sistema de detecção de falhas identifique a presença de velocidades angulares excessivas.
- **Magnetic Pointing Control** – estabiliza a orientação do CubeSat de forma a apontar os painéis solares para o Sol; este controlador faz uso da estimação de orientação e dos magnetorquers para, primeiro, estabilizar a velocidade angular do CubeSat e, depois, a sua orientação com base num controlo em cascata cujo o anel interior é responsável pela a estabilização da velocidade angular e o anel exterior pela orientação.
- **Orbital Element Propagator** – este elemento propaga a órbita do CubeSat com base nas mensagens TLE fornecidas pelo *North American Aerospace Defense Command (NORAD)*.

Ainda no âmbito do desenho do sistema de AOCS, estudaram-se diversas configurações para os sensores de Sol verificando-se que uma configuração de 5 sensores de Sol (Figura 8, opção c) de baixa resolução e com um campo de visão de 60° permitiria uma maior cobertura minimizando, portanto, o erro de estimação do vector de Sol.



(a) 2 sensores de Sol (topo e base)

(b) 3 sensores de Sol (espaçamento de 120°)



(c) 5 sensores de Sol distribuídos pela cintura, topo e base

Figura 8: Estudo da configuração de sensores de Sol

Por fim, o desempenho do sistema de AOCS foi testado através de três campanhas de simulação onde se avaliaram três aspectos cruciais: detumbling, estimação de orientação e capacidade de manter os painéis solares voltados para o Sol (Sun pointing). Destas campanhas verificou-se que o sistema de AOCS consegue cumprir com os objectivos definidos sendo capaz de estabilizar a sua orientação após a separação do lançador. Em 99.8% dos casos, o sistema é capaz de reduzir a sua velocidade angular para valores inferiores a 0.5°/s em menos de 2500 segundos.

Estas campanhas permitiram ainda avaliar o consumo energético do sistema verificando-se que em cada simulação o valor médio de energia consumida é inferior a 0.4 J atingindo um máximo de 2.5 J. Desta forma, é possível verificar que a selecção de magneto-torquers não só permite estabilizar a orientação do sistema, assim como, manter consumos energéticos baixos possibilitando a operação dos sistemas durante longos períodos.

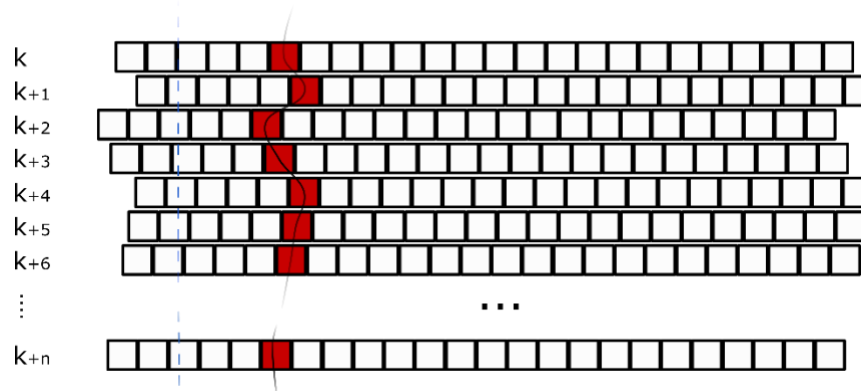
5. CO-PROJECTO DE AOCS E IP PARA ESTABILIZAÇÃO DE IMAGEM

Em continuação do trabalho anteriormente desenvolvido, desenhou-se o sistema de AOCS aplicado a sistemas de observação terrestre de alta-resolução assim como os algoritmos de processamento de imagem (IP) para obtenção de imagens de máxima nitidez.

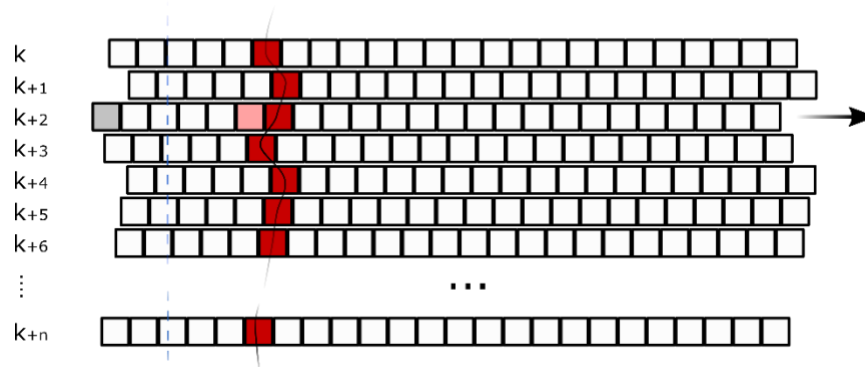
Assim, elaboraram-se os métodos/algoritmos de processamento de imagem (IP) potencialmente aplicáveis à estabilização de imagem. Estes métodos foram agrupados em:

1. funções de pré-processamento (correção dos erros ópticos e electrónicos do sensor e redução de ruído de imagem);
2. identificação e seguimento de elementos distintivos na imagem juntamente com dados complementares de sensores AOCS;
3. cálculo do movimento remanescente da nave não controlado directamente através do sistema de AOCS.

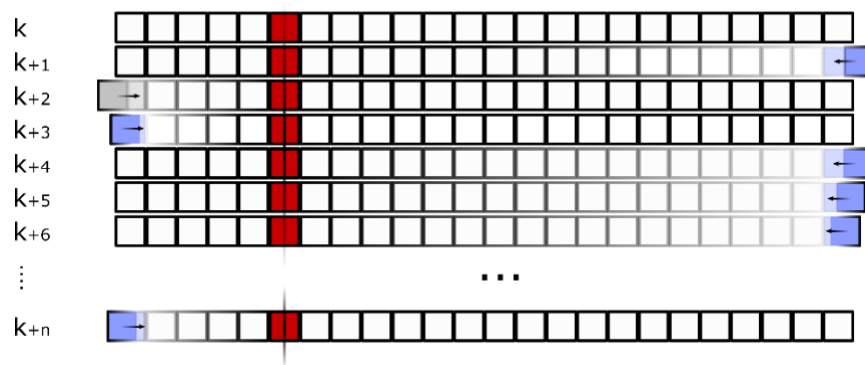
Retirando partido da tecnologia TDI (Time-Delay-Integration) e das capacidades dos sensores usados por esta, os algoritmos de estabilização de imagem irão, numa primeira fase, corrigir erros de apontamento com base nos dados do sistema de AOCS aplicando o algoritmo de pixel shift. Este algoritmo usa os dados produzidos pelo sistema de AOCS para corrigir pequenos erros de apontamento através da selecção do conjunto de pixéis que permitem manter determinados alvos na mesma posição relativamente à imagem adquirida. A segunda fase do processo de IP será feita em pós-processamento através da reconstrução das vibrações sentidas pelo sensor TDI. Para tal, faz-se uso das diversas linhas de pixéis para, por efeito de paralaxe, detectar microvibrações através da identificação de pequenos movimentos entre *features* presentes nas imagens adquiridas por cada uma das linhas de pixéis. Uma vez identificada a gama de frequências das vibrações que afetam a imagem esta é processada através de um filtro que minimiza/ suprime os efeitos causados por estas mesmas vibrações.



a) Imagem sem correções



b) 1.º estágio de correção com base em *pixel shift* (online)



c) Redução de vibrações (offline)

Figura 9: Diagrama dos diferentes passos para correção de imagens de alta-resolução

Implementado o algoritmo de estimação de *jitter* com precisão subpixel (Figura 10), procedeu-se ao seu teste e avaliação de desempenho. Para tal, desenvolveu-se um simulador de imagens de órbita baixa onde as principais características do sistema óptico, incluindo o sensor, são modeladas. Assim, além dos modelos de erro do sistema óptico, a radiação emitida pela cena observada é também modelada. Neste simulador foram ainda adicionados os fenómenos correspondentes às vibrações de maior frequência (*jitter*) e ao movimento da nave em relação ao planeta Terra. Para efeitos de teste, usaram-se imagens da missão Sentinel 2 disponibilizadas no *Copernicus Open Access Hub*.

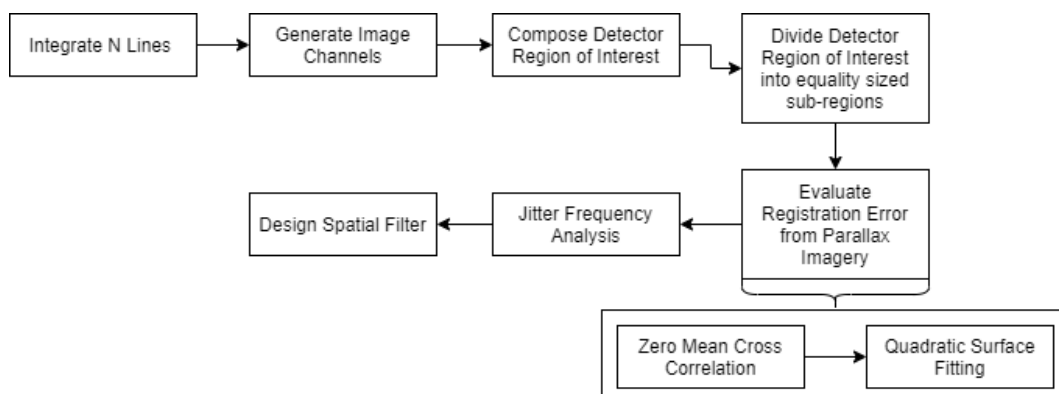


Figura 10: Diagrama do processo de estimação de *jitter*

Os resultados dos testes realizados (Figura 11 e 12) mostram que o presente algoritmo é capaz de estimar e filtrar os efeitos de vibrações de alta-frequência em diversas condições de alinhamento e mesmo na presença de múltiplas fontes de vibração com separações de frequência tão pequenas quanto 10 Hz.

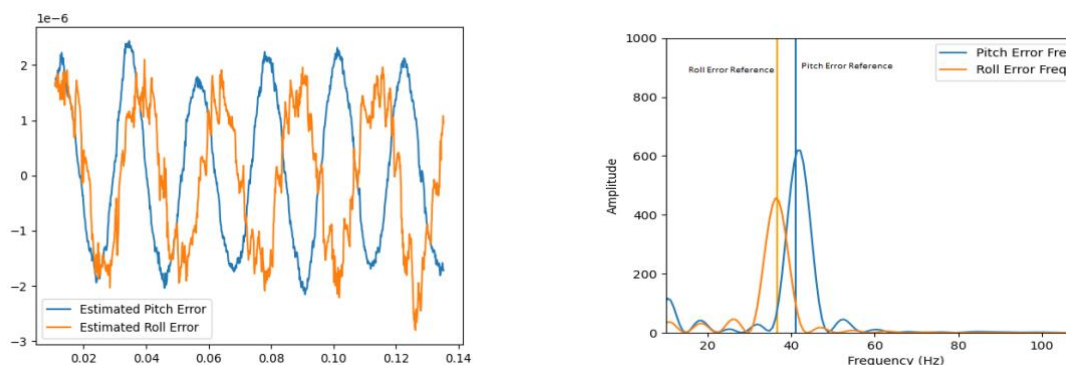


Figura 11: Exemplo de estimação de *jitter* com fontes de vibração ao longo do ângulo de picada e rolamento

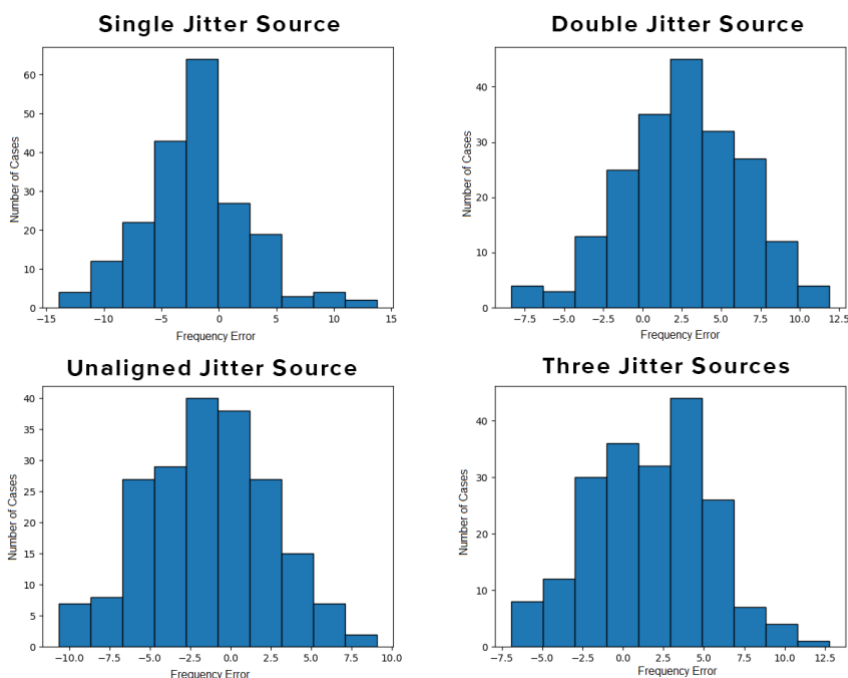


Figura 12: Histograma do erro de estimação de *jitter* para todos os casos de teste

Considerando os requisitos definidos para o MicroSat de observação de alta-resolução, identificou-se que um sistema composto por múltiplos estágios de rodas inerciais permitiria atingir os objectivos de estabilização da nave por forma a adquirir imagens de alta-resolução. Face a um sistema composto por espelhos, por exemplo, esta solução tem uma menor complexidade no seu desenho e um menor número de componentes móveis que, só por si, aumenta a fiabilidade do sistema como um todo. Soluções como a proposta são possíveis encontrar a operar como é o caso do SSTL-150 produzido pela Surrey Satellite Technology Ltd.

Tendo por base o sistema de AOCS para o CubeSat, desenharam-se os modos de nave para as restantes fases de operação do MicroSat. Com o uso de rodas inerciais adveio a necessidade de ter um modo para

Tabela 3: Modos de Navegação, Guiamento e Controlo e algoritmos implementados, testados e validados no contexto do projeto UP

Name	Navigation	Guidance	Control
Detumbling (DET)	-	-	Detumbling
Attitude Acquisition (AAM)	ECF, Coarse ODS	-	Detumbling
Sun Pointing (SPM)	ECF, Coarse ODS	Sun Pointing Guidance	Sun Pointing Control
Enhanced Sun Pointing (ESPM)	Stellar, Coarse ODS	Sun Pointing Guidance	Fine Pointing Control
Slew Pointing (SLM)	Gyro-Stellar, Coarse ODS	Slew Pointing Guidance	Slew Pointing Control
Fine Pointing (FPM)	Stellar, Coarse ODS	Fine Pointing Guidance	Fine Pointing Control
Stabilize (STM)	Stellar, Fine ODS, IP Tracking	Target Observation Guidance	Fine Pointing Control
RW Desaturation (RWOL)	Stellar, Coarse ODS	-	Desaturation
Delta-V (DVM)	Gyro-Stellar, Fine ODS, Delta-V Estimation	-	Thrust Control
Thrust Vector (TVM)	Gyro-Stellar, Fine ODS, Delta-V Estimation	Thrust Vectoring Guidance	Thrust Stabilization Control
Antenna Pointing (APM)	Stellar, Fine ODS	Ground Tracking, Sun Pointing Guidance	Fine Pointing Control, Antenna Control

Na Figura 14, a título de exemplo, mostram-se os resultados dos erros de apontamento atingidos com o sistema de AOCS e IP proposto. Verifica-se que o sistema consegue apontar para o alvo pretendido com um erro inferior a 20 arcsec com uma confiança de 99% mantendo o erro do módulo de velocidade angular muito inferior ao valor de 360 miligrau/s estipulado pelos requisitos (c.f., Figura 14).

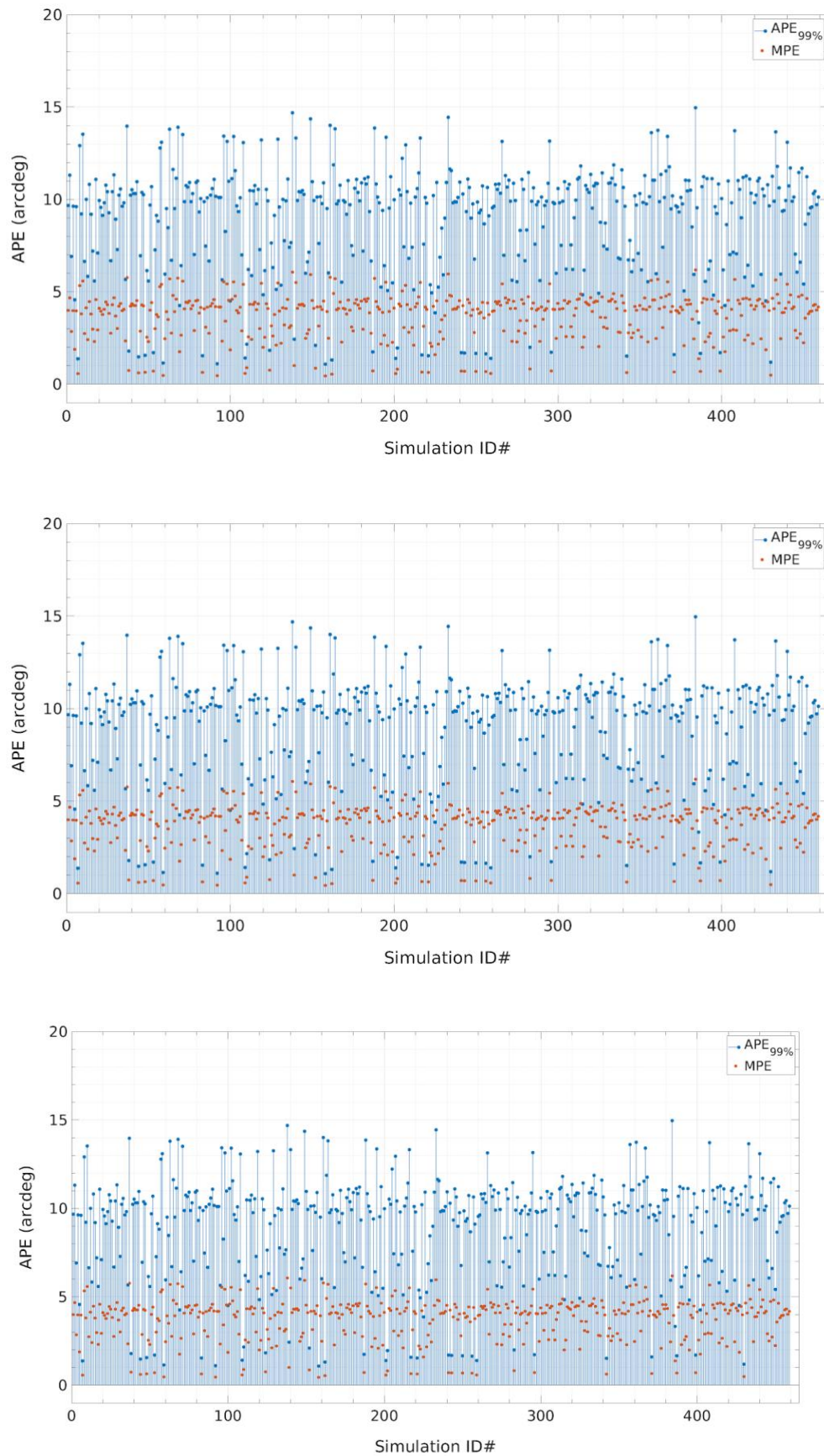


Figura 14: Erro absoluto de desempenho (APE) para um nível de confiança de 99%

Posteriormente, efectuou-se a geração de código automática de algumas das funções de AOCS tendo em vista a sua utilização em tempo-real. Para tal, adaptaram-se as funções tendo em vista o uso em sistemas de tempo-real, considerando o escalonamento de tarefas (i.e., prioridade, periodicidade) e alocação de recursos. Uma vez compilado o código, este foi enviado para a unidade de processamento a qual foi conectada ao simulador através de ethernet, fechando assim o anel entre o ambiente de simulação e a implementação na unidade de processamento.

6. PROJECTO CONCEPTUAL DE UM MICROSSATÉLITE PARA OBSERVAÇÃO TERRESTRE DE ALTA-RESOLUÇÃO

Simultaneamente ao desenho do sistema de AOCS e de IP para estabilização de imagem, foi desenhada uma plataforma de cerca de 150kg colocada numa órbita quase polar de aproximadamente 600km de altitude, capaz de transportar uma câmara óptica de muito alta-resolução (~1m/pixel). O seu dimensionamento foi executado como um todo e de forma a carregar um sistema óptico orientável em múltiplos estágios:

- orientação da nave como um todo, com base no AOCS;
- compensação de erros remanescentes com base num sistema de rodas inerciais de precisão;
- um último estágio de pós-processamento para remoção de efeitos de vibrações de alta-frequência (*jitter*).

A óptica foi seleccionada com base em exemplos publicados de sistemas existentes, e o sensor escolhido corresponde a um componente disponível comercialmente (CIS125 desenvolvido pela Teledyne). Este sensor baseado no conceito de Time-Delay-Integration permite fazer aquisição de imagens de objectos com elevadas velocidades relativas.

Resumidamente, o sensor recorre a linhas independentes de pixels que individualmente fazem exposições muito rápidas que só por si não permitem obter a energia suficiente para efectuar a aquisição de uma imagem nítida. Contudo, quando somado o sinal das diversas linhas independentes é possível adquirir um nível de energia suficiente para a construção de uma imagem nítida.

Por forma a desenhar o sistema óptico considerando as condicionantes do sensor e os requisitos da missão foi desenvolvido um software onde as condições de observação são simuladas permitindo o cálculo do nível de radiação recebida pelo sensor em determinados pontos da órbita tendo em conta a inclinação relativa do Sol, as condições atmosféricas (através da biblioteca Py6S), as características e desempenho do sistema óptico. Uma análise sobre o sistema de observação permitiu concluir que um sistema óptico com uma arquitectura Ritchey-Chrétien permitiria ter um RMS de cerca de 14 μm face aos 21 μm atingidos com uma configuração baseada numa arquitectura Cassegrain de espelhos esféricos. Além de um valor menor de RMS, a primeira solução permite reduzir a dimensão do sistema óptico resultando isto num satélite mais compacto.

Contudo, verificou-se que o valor de RMS do sistema óptico é superior à dimensão do pixel anunciada para o sensor CIS125 (7 μm). Ainda assim, a simulação do sistema óptico permitiu concluir que seria possível adquirir imagens nítidas apesar de, em alguns casos, o tempo de exposição usado (fixo em 6.4 ms) resultar numa saturação do sensor. Assim, pode-se concluir que o sistema óptico permite a correta aquisição de imagens desde que o tempo de exposição seja adaptado às condições de observação.

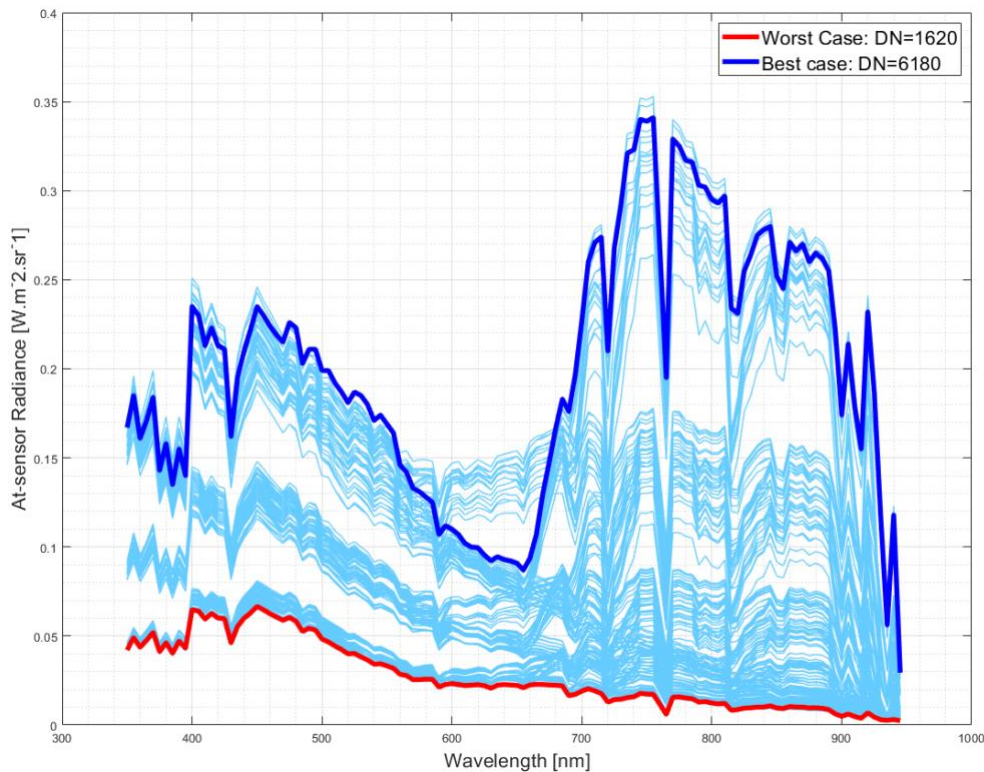


Figura 15: Curvas de radiância no sensor (At-sensor) para todos os casos de observação considerados

Uma vez dimensionado o sistema óptico procedeu-se ao desenho da estrutura do MicroSat respeitando os requisitos impostos e a arquitectura do sistema de AOCS do MicroSat. Assim, a estrutura do MicroSat foi desenhada tendo em vista albergar os seguintes componentes necessários ao AOCS:

- Star Tracker;
- Sistema de propulsão eléctrica;
- Rodas inerciais para controlo de orientação;
- Acelerómetros, giroscópios e magnetómetros;
- Computador de bordo;
- Unidade de potência e baterias.

Dado o período de operação requerido (5 anos), foi selecionado um sistema de propulsão eléctrica para manter a plataforma na sua órbita de referência. Foi ainda determinado um subsistema de rodas inerciais e giroscópios de controlo de momentos que em conjunto permitem comandar com precisão a orientação do veículo.

O desenvolvimento do desenho detalhado da estrutura do satélite, bem como a disposição dos restantes elementos do sistema é feita em torno do desenho detalhado do telescópio. Como consequência das grandes dimensões do sistema óptico desenhado, a estrutura do satélite pode albergar uma grande área de painéis fotovoltaicos necessários para operação dos sistemas a bordo (p. ex., propulsores eléctricos).

A elevada disponibilidade de volume interno possibilitou ainda alguma liberdade de escolha no desenho da estrutura (primária e secundária) do satélite. Os planos de montagem das rodas de inércia, oblíquos de forma

a otimizar a autoridade de controlo das mesmas, não são parte da estrutura secundária do satélite, mas fazem parte integrante da estrutura primária do satélite, fornecendo para além das funções de posicionamento e suporte das rodas de inércia, também as funções de distribuição de carga entre os pontos de montagem (hold-down, entre o satélite e o lançador/payload-adaptor) e dos diversos planos ortogonais da estrutura primária, aumentando particularmente a rigidez do conjunto. Tornando os planos de montagem das rodas de inércia multi-funcionais, a massa e o número de componentes estruturais são potencialmente reduzidos.

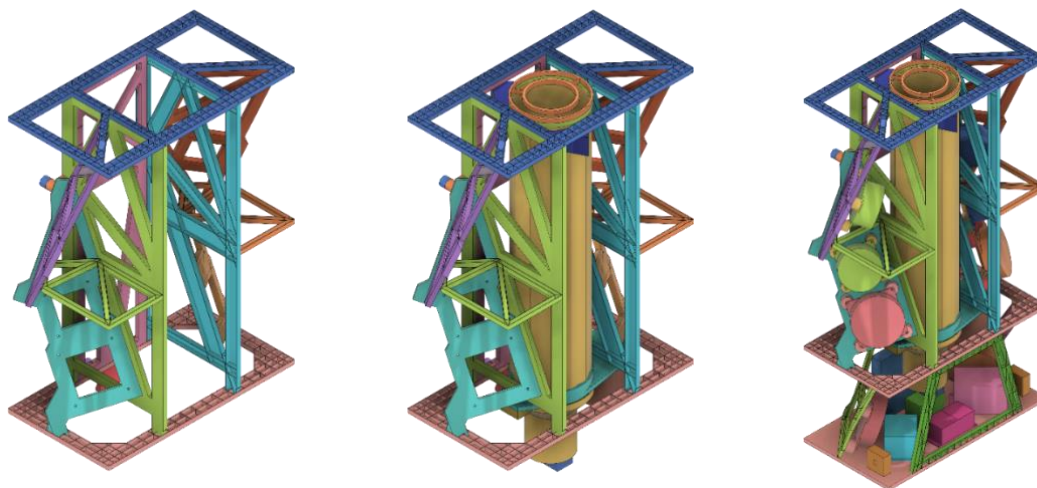


Figura 16: Três estágios de montagem e integração: Estrutura primária (Esq.); Inserção do telescópio (Centro); Adição da estrutura secundária inferior e todos os sistemas do satélite (Dir.)

O telescópio é suportado e posicionado por um sistema de suspensão idêntico ao desenvolvido pela Spin.Works no âmbito do projeto mobilizador INFANTE (POCI-01-0247-FEDER-024534). O sistema de suspensão é baseado em cabos de aço, rígidos apenas na direção do cabo e flexíveis nas direções transversais (c.f., Figura 17). Este sistema desacopla as distorções (quer de montagem, térmicas, ou estruturais durante o lançamento) da estrutura pois apenas determina seis graus de liberdade do telescópio. Para além disso, a suspensão elimina em grande medida os fluxos de calor por condução entre o satélite e o telescópio. Estes dois efeitos reduzem as distorções e desalinhamento do sistema óptico durante o seu funcionamento em órbita. O amortecimento da suspensão é elevado devido à fricção interna dos cabos de aço e de elastómeros de alto coeficiente de amortecimento posicionados em serie com os cabos. O elevado amortecimento da suspensão diminui as forças e acelerações sentidas pelo telescópio durante o lançamento, o que contribui para a redução de massa do telescópio.

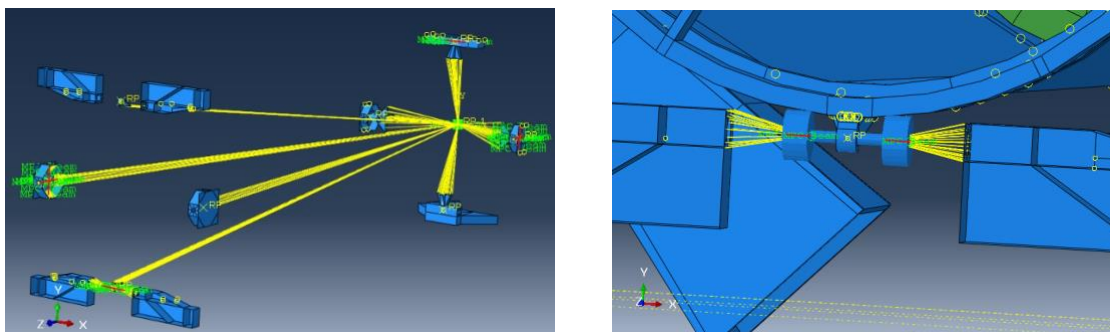


Figura 17: Sistema de suspensão do sistema óptico (esquerda); vista de pormenor dos cabos e das anilhas de mola identificadas a vermelhos (direita)

O sistema composto pela óptica e estrutura de cabos de suspensão foi posteriormente sujeito a uma análise estrutural para que fossem extraídas as suas propriedades mecânicas. Verificou-se que o sistema óptico acoplado ao sistema de suspensão tem o seu primeiro modo de vibração situado aproximadamente nos 49 Hz.

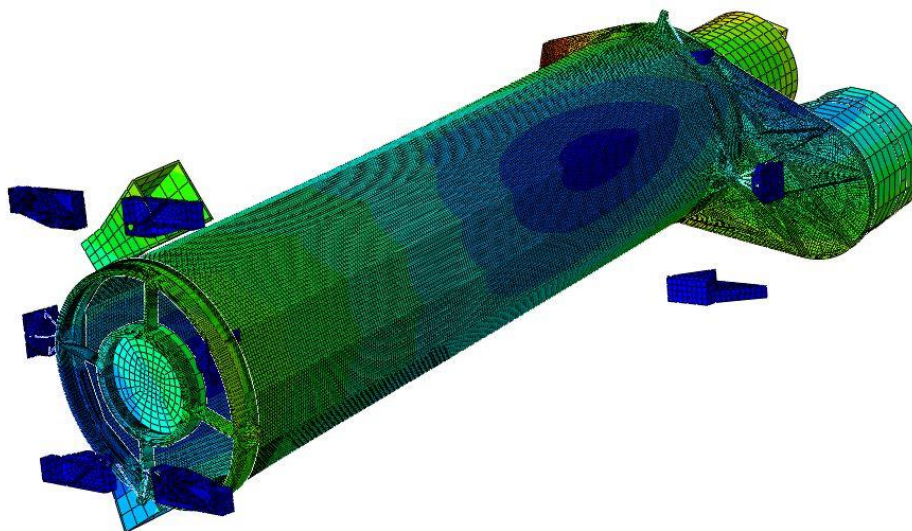


Figura 18: Primeiro modo de vibração do sistema óptica + sistema de suspensão

Em seguida, procedeu-se à análise estrutural e térmica do sistema como um todo (i.e., estrutura, painéis solares, sistema óptico e os diversos equipamentos a bordo). Verificou-se que a temperatura de pico (~393 K) registada no painel solar (-Y) é superior ao de outros sistemas a operar em órbitas semelhantes (p. ex., estação espacial internacional). Esta diferença deveu-se à assunção da operação do MicroSat numa órbita heliosíncrona. Assim, o painel -Y encontra-se continuamente exposto à radiação solar ao passo que para o caso da ISS isto acontece durante períodos mais curtos, logo, o calor acumulado na estrutura do ISS é menor. Contudo, verificou-se também que as células fotovoltaicas são capazes de operar até aos 398 K, dando assim alguma margem para operação nas referidas órbitas.

7. CONCLUSÕES

O projecto *UP - Análise, Implementação em Hardware e Validação Pré-Voo de Sistemas de Controlo para Nano e Micro-satélites de Observação da Terra* teve como objectivo-chave o de desenvolver as capacidades e tecnologias necessárias ao desenho integrado de sistemas de AOCS para veículos espaciais em órbita baixa:

- Análise de missão – seleção da órbita de observação da Terra, caracterização das forças e momentos aplicáveis, e quantificação do tempo de decaimento da trajectória. Cálculo do número de oportunidades de contacto com o solo, da sua duração e do volume total de dados a obter por unidade de tempo e seleção do sistema de comunicações adequado. Seleção dos equipamentos requeridos (sensores e atuadores) para o controlo da orientação e da órbita. Elaboração de orçamentos de consumo elétrico no sentido de definir as dimensões dos painéis solares a usar;
- Projecto dos aviónicos – tendo em conta o projecto do sistema de controlo de orientação e translação do satélite, elaboração da arquitectura dos sistemas aviónicos a instalar no microssatélite (unidades de processamento, memória, sensores e atuadores, sistemas de comunicações internas e externas), e distribuição das funcionalidades requeridas por elemento de hardware, até às placas individuais. Definição da arquitectura de alto-nível do software de bordo;
- Projecto estrutural e térmico – levantamento das solicitações mecânicas causadas durante o lançamento do satélite e caracterização do ambiente térmico presente no espaço e projecto preliminar da estrutura e o sistema de controlo térmico do veículo. Avaliação do impacto da variabilidade da iluminação solar sobre a estrutura (e, indiretamente, sobre os sensores/câmaras) e projeto do satélite contabilizando este efeito mas tentando quer manter a temperatura ambiente baixa o suficiente para evitar ruído excessivo nos sensores de observação, quer manter a temperatura estável de forma a evitar lidar com fenómenos relacionados com ciclos de expansão/compressão de componentes com origem térmica;
- Configuração – distribuição dos componentes críticos para a operação do veículo: adaptador para o lançador, estruturas, mecanismos, instrumentos, componentes individuais e placas eletrónicas, baterias, foguetes, tubagens, tanques de combustível, painéis solares.

Com base nos resultados obtidos, pode-se concluir que estes objectivos foram atingidos com sucesso tendo sido possível:

- Desenvolver um conjunto de ferramentas de suporte tecnológico ao desenvolvimento de sistemas AOCS (englobando os componentes de simulação dinâmica, análise de covariância, auto-codificação, e teste integrado com processador externo), a qual foi aplicada a dois casos de estudo: um Cubesat de pequenas dimensões (1U), e um microssatélite de até 150kg;
- Demonstrar a capacidade de cobertura de todo o ciclo de desenvolvimento de software e implementação em hardware de subsistemas de pilotagem automática para satélites (AOCS), desde a análise de requisitos ao teste final e validação do subsistema;
- Alcançar um desempenho satisfatório do desempenho dos subsistemas de AOCS para CubeSats.

Como resultado deste projecto, foram também identificadas algumas áreas de conhecimento estratégicas onde a Spin.Works pretende investir por forma a oferecer um processo contínuo desde a fase de desenho até à fase de operações. Assim, além de continuar o desenvolvimento das capacidades de construção e desenvolvimento de aviónicos e de estruturas para veículos espaciais, é também intenção da Spin.Works dar os passos necessários para o desenvolvimento e operação de missões em órbita baixa passando isto por desenvolver competências na área de operações e desenho de sistemas de solo. Verificou-se também que com o advento

da era do NewSpace o número de missões com as características similares àquelas aqui desenhadas aumentou consideravelmente. Por esta razão, a ANACOM, entidade nacional responsável pela certificação e registo de veículos espaciais assim como de estações de solo, tem vindo a desenvolver um conjunto de directivas para a certificação destes sistemas. Assim, é também crucial que se integrem estas directivas no desenho destes sistemas e, acima de tudo, no processo de qualidade e certificação.