

# Projeto e Desenvolvimento de um Veículo Autónomo Aéreo para Mitigação de Derrames de Petróleo

**ALEXANDRE AMARAL OLIVEIRA**

novembro de 2018



# Projeto e Desenvolvimento de um Veículo Autónomo Aéreo para Mitigação de Derrames de Petróleo

Alexandre Amaral Oliveira  
Nº 1120201

Mestrado em Engenharia Eletrotécnica e de Computadores  
Área de Especialização de Sistemas Autónomos  
Departamento de Engenharia Electrotécnica  
Instituto Superior de Engenharia do Porto

2018





Dissertação, para satisfação parcial dos requisitos do Mestrado em  
Engenharia Eletrotécnica e de Computadores

Candidato: Alexandre Amaral Oliveira

Nº 1120201

Orientador: Dr. André Miguel Pinheiro Dias

Co-Orientador: José Miguel Soares De Almeida

Mestrado em Engenharia Eletrotécnica e de Computadores

Área de Especialização de Sistemas Autónomos

Departamento de Engenharia Electrotécnica

Instituto Superior de Engenharia do Porto

21 de Novembro de 2018



# Agradecimentos

A realização desta dissertação não seria possível sem o apoio e contributo de várias pessoas. A todos eles deixo o meu agradecimento profundo.

Em primeiro lugar, gostaria de agradecer ao meu orientador e co-orientador, o Professor Doutor André Dias e o Professor José Miguel por me terem proporcionado esta oportunidade e pelo apoio e acompanhamento prestado ao longo do mestrado.

Um especial agradecimento aos meus colegas de trabalho, André Ferreira, Fábio Azevedo, Miguel Moreira e Tiago Santos, por toda a ajuda e por disponibilizarem grande parte do seu tempo a orientar as minhas ações, dando-me conselhos essenciais para a elaboração desta dissertação.

A todos os investigadores e colegas de mestrado, por me acompanharem ao longo deste percurso.

A todos os meus amigos de longa data pela amizade e companheirismo demonstrado ao longo destes anos.

À minha namorada, Liliana Costa, pelo apoio, carinho, paciência e incentivo durante todos os anos que partilhamos.

Por fim, um agradecimento à minha família, em especial aos meus pais, pela educação que me proporcionaram e pelo apoio, incentivo e esforços efetuados ao longo da minha formação académica.

Esta página foi intencionalmente deixada em branco.

# Resumo

A utilização e desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados (UAV), tem emergido rapidamente no nosso quotidiano, assumindo um papel crucial em diversas áreas comerciais, de defesa, prevenção e proteção. Uma das possíveis aplicações consiste na utilização destas plataformas em tarefas de monitorização e mitigação de derrames petrolíferos, de forma a minimizar o impacto ambiental causado por estes desastres.

Esta dissertação insere-se no âmbito dos projetos Robotic Oil Spill Mitigation (ROSM) e First line response to oil spills based on native microorganisms cooperation (SpilLess), e propõe-se desenvolver um veículo autónomo aéreo de asa rotativa, capaz de identificar, localizar e mitigar os derrames, utilizando um sistema de libertação de consórcios de bactérias e nutrientes.

Desta forma, foram desenvolvidos todos os aspetos mecânicos e eletrónicos, resultando uma nova plataforma *hexacopter* com um formato inovador, composto por um sistema de gimbal, na região frontal, um conjunto de câmaras de espetro visível e infra-vermelho, um sensor LiDAR, um sistema de controlo de baixo nível, constituído por um *autopilot*, um Global Navigation Satellite System (GNSS) e um Inertial Measurement Unit (IMU) de alta precisão, um computador de bordo, utilizado para as tarefas de processamento e controlo autónomo, e um sistema de dispersão de bactérias.

Com os circuitos elétricos validados, procedeu-se à realização dos testes de voo, em ambientes *indoor e outdoor*, permitindo ajustar os parâmetros de controlo do veículo. Os resultados experimentais demonstraram que a plataforma foi implementada com sucesso.

**Palavras-Chave:** *Autopilot*, controlo, PID, eletrónica, UAV, autónomo, mitigação, derrame de petróleo, VTOL, versatilidade, calibração, CAD, sistema de encaixe.

Esta página foi intencionalmente deixada em branco.

# Abstract

The use and development of a UAV have rapidly increased in areas such as commercial, defence, prevention and protection. One of the possible applications is to use these vehicles in oil spill monitoring and mitigation tasks, in order to minimize the environmental impact caused by these disasters.

This dissertation is part of ROSM and SpilLess projects and it is proposed to develop a rotary-wing UAV capable of identifying, locating and mitigating the oil spill, by using a release system of consortia of bacteria and nutrients.

In this way, all mechanical and electronic aspects were developed, resulting in a new hexacopter platform with a new design, composed by a gimbal system, in the front, a set of visible and infra-red cameras, one Light Detection and Ranging (LiDAR) sensor, a low-level control system with an autopilot, a GNSS and a high precision IMU, an onboard computer, used for processing all the data and perform an autonomous control, and finally a bacterial spreading system.

With the validated electrical circuits, several flight tests were carried out, in indoor and outdoor environments, allowing to adjust the control parameters of the vehicle. The flight results demonstrated that the platform was successfully implemented.

**Keywords:** *Autopilot*, control, PID, electronics, UAV, autonomous, mitigation, oil spill, VTOL, versatility, calibration, CAD, stack system.

Esta página foi intencionalmente deixada em branco.

# Conteúdo

<b>Agradecimentos</b>	<b>i</b>
<b>Resumo</b>	<b>iii</b>
<b>Abstract</b>	<b>v</b>
<b>Lista de Figuras</b>	<b>xi</b>
<b>Lista de Tabelas</b>	<b>xvii</b>
<b>Lista de Acrónimos</b>	<b>xxii</b>
<b>1 Introdução</b>	<b>1</b>
1.1 Âmbito da Dissertação . . . . .	2
1.2 Motivação . . . . .	3
1.3 Objetivos . . . . .	4
1.4 Estrutura . . . . .	5
<b>2 Estado da Arte</b>	<b>7</b>
2.1 Agricultura e Silvicultura . . . . .	7
2.1.1 DJI Agras MG-1 e MG-1S . . . . .	8
2.1.2 Yamaha FAZER R . . . . .	10
2.1.3 AgEagle Rx60 . . . . .	11
2.1.4 Delair DT26X Surveillance e LiDAR . . . . .	13
2.2 Topografia e Inspeção . . . . .	14
2.2.1 Phoenix LiDAR Systems TerraHawk CW-30 . . . . .	14
2.2.2 Intel Falcon 8+ . . . . .	16

2.2.3	INESC TEC/EDP Labelec V1 e V2 . . . . .	17
2.3	Discussão do Estado da Arte . . . . .	21
<b>3</b>	<b>Projeto</b>	<b>23</b>
3.1	Formulação do problema . . . . .	23
3.2	Requisitos do sistema . . . . .	24
3.2.1	Requisitos Estruturais . . . . .	24
3.2.2	Requisitos Sensoriais . . . . .	25
3.2.3	Requisitos do Controlo . . . . .	25
3.2.4	Requisitos de Comunicação . . . . .	25
3.2.5	Requisitos dos modos de voo . . . . .	26
3.2.6	Requisitos Funcionais . . . . .	26
3.3	Arquitetura do sistema . . . . .	27
3.4	Projeto detalhado da solução . . . . .	28
<b>4</b>	<b>Implementação e Resultados</b>	<b>37</b>
4.1	Estrutura do veículo . . . . .	37
4.2	Apoios de aterragem . . . . .	43
4.3	Caixa das Baterias . . . . .	48
4.4	Antenas . . . . .	52
4.5	Gimbal . . . . .	54
4.6	Sistema de dispersão . . . . .	57
4.7	Autopilot V2 . . . . .	60
4.8	Placa Interface Autopilot V2 . . . . .	66
4.9	Placa Alimentação Autopilot . . . . .	73
4.10	Placa GNSS . . . . .	77
4.11	Distribuição de energia . . . . .	79
4.12	Placa interface CPU . . . . .	82
4.13	Printed Circuit Board (PCB) extra . . . . .	86
4.14	Montagem . . . . .	87
4.15	Integração do STIM300 . . . . .	92
4.16	Integração da frame . . . . .	100
4.17	Calibração e testes de voo . . . . .	102

<i>CONTEÚDO</i>	ix
<b>5 Conclusão e Trabalho Futuro</b>	<b>113</b>
5.1 Trabalho futuro . . . . .	114
<b>Bibliografia</b>	<b>115</b>

Esta página foi intencionalmente deixada em branco.

# Lista de Figuras

1.1	ROSM e SpilLess - coordenação multi-robô em operações de detecção e mitigação de derrames de petróleo . . . . .	3
1.2	Robôs desenvolvidos pelo CRAS . . . . .	4
2.1	DJI Agras MG-1 . . . . .	9
2.2	Yamaha FAZER R . . . . .	11
2.3	AgEagle Rx60 . . . . .	12
2.4	DT26X Surveillance . . . . .	13
2.5	Terrahawk CW-30 . . . . .	16
2.6	Intel Falcon 8+ . . . . .	17
2.7	Versão V1 do UAV para inspeção de ativos elétricos da parceria INESC TEC/EDP Labelec . . . . .	19
2.8	Versão V2 do UAV para inspeção de ativos elétricos da parceria INESC TEC/EDP Labelec . . . . .	20
3.1	Arquitetura geral do sistema desenvolvido . . . . .	27
3.2	DJI E5000 Pro e suas características de rendimento . . . . .	29
3.3	Gráfico de comparação de bateria relativamente às densidades de energia volumétrica e gravimétrica . . . . .	31
3.4	Tattu 6S 22000 mAh . . . . .	31
3.5	STIM300, à esquerda, UB482 , à direita. . . . .	32
3.6	FrSky X8R e HKPilot. . . . .	33
3.7	Sony, FLIR, Dalsa e Velodyne . . . . .	34
3.8	Express-SL-i7-6822EQ, Carrier Board CCG017, EMP2-X801 e WLE900VX	35
3.9	Arquitetura final da solução. . . . .	36

4.1	Esboço do veículo . . . . .	38
4.2	Esboço do veículo . . . . .	39
4.3	Constituição do motor central esquerdo . . . . .	40
4.4	Junta articulada, à esquerda, e peça de fixação, à direita, do braço do motor. . . . .	40
4.5	Vista superior do veículo aberto e fechado . . . . .	41
4.6	Passos de fabrico da peça de suporte de 10 mm. . . . .	41
4.7	Assemblagem da estrutura em sanduíche . . . . .	42
4.8	Primeira versão dos apoios de aterragem . . . . .	43
4.9	Peças de fixação ao braço dos motores . . . . .	44
4.10	Capsulas de amortecimento . . . . .	44
4.11	Peças de fixação em Nylon, PE-HD 500 (na CNC), TPU, ABS e Resina . . . . .	45
4.12	Sistema de amortecimento . . . . .	46
4.13	Versão melhorada do sistema de aterragem, com peças em nylon e amortecimento com mola, em cima, e demonstração das torções nos apoios, em baixo . . . . .	47
4.14	Elemento de fixação da segunda versão dos apoios de aterragem. . . . .	48
4.15	Apoios de aterragem finais. . . . .	48
4.16	Caixa das baterias, à esquerda, e sistema de suporte e reposicionamento da mesma, à direita . . . . .	49
4.17	Sistema de fecho da caixa de baterias . . . . .	50
4.18	Resultado final do sistema das baterias . . . . .	51
4.19	Módulo GNSS utilizado . . . . .	52
4.20	Junta articulada da antena do GNSS, desenvolvida através da impressora Stereolithography (SLA) . . . . .	53
4.21	Antena desenvolvida para o módulo da Ublox . . . . .	53
4.22	Antena desenvolvida para o módulo da Ublox . . . . .	54
4.23	Servo motor Dynamixel MX-28R e pinout da comunicação RS-485 . . . . .	55
4.24	Motor do <i>roll</i> , e os seus constituintes. . . . .	55
4.25	Estrutura do <i>pitch</i> , em cima à esquerda, e sistema final, as restantes . . . . .	56
4.26	Primeira versão do sistema de dispersão . . . . .	57
4.27	Demonstração do primeiro protótipo em cenário real . . . . .	58
4.28	Segunda versão do sistema de dispersão . . . . .	59

4.29	Modelo Three Dimensional (3D) do sistema de dispersão final . . . . .	60
4.30	Pixhawk . . . . .	61
4.31	Primeira versão do <i>autopilot</i> personalizada . . . . .	62
4.32	Conectores da JST da família GH e PA . . . . .	63
4.33	Conectores da Molex Molex da família 501876 e respetivo <i>mate</i> . . . . .	63
4.34	Módulo de sensores inerciais . . . . .	64
4.35	Esquema de ligações, vista superior e inferior . . . . .	65
4.36	Modelo 3D do <i>Autopilot V2</i> . . . . .	65
4.37	Fotografia real da segunda versão de <i>autopilot</i> . . . . .	65
4.38	Pinout do sensor STIM300 . . . . .	66
4.39	Esquema de ligações para o STIM300, . . . . .	67
4.40	Esquema elétrico para o conversor RS-485 MAX13488E e SC16IS760 uti- lizados para o Gimbal . . . . .	68
4.41	Esquema de ligações da interface de 4 portas séries . . . . .	69
4.42	Esquema elétrico do 74FCT38072S para o NSH e respetivo seletor . . . . .	69
4.43	Ligações internas da placa de interface . . . . .	71
4.44	Perspetiva superior e inferior do modelo 3D da placa de interfaces . . . . .	71
4.45	Modelo 3D do sistema completo com <i>autopilot</i> , STM300 e módulo de rádio encaixados . . . . .	72
4.46	Fotografias reais da placa de interfaces e respetivo sistema de encaixe com o <i>autopilot</i> . . . . .	72
4.47	Esquema elétrico utilizado para os integrados ADUM160N0BRZ, ADUM120N0BRZ e ADUM152N1BRZ . . . . .	73
4.48	Conector MPSC da Samtec . . . . .	74
4.49	Ligações da placa de alimentação do <i>autopilot</i> . . . . .	74
4.50	Modelo 3D da placa de alimentação do <i>autopilot</i> . . . . .	75
4.51	Placa de alimentação do <i>autopilot</i> . . . . .	75
4.52	Sistema de encaixe com placa de interfaces . . . . .	75
4.53	Fotografia real do sistema de encaixe entre a placa de alimentação e a placa de interface do <i>autopilot</i> . . . . .	76
4.54	Pinout U30 e K501G . . . . .	77
4.55	Esquema elétrico utilizado para os integrados TS5A3359 e 553MILF . . . . .	78
4.56	Ligações da placa de GNSS e respetivo modelo 3D . . . . .	78

4.57	Modelo 3D da placas de GNSS e sistema de encaixe . . . . .	79
4.58	Placa de GNSS integrada com os módulos K501G, U30 e magnetómetro . . . . .	79
4.59	Circuito elétrico para monitorização da corrente e tensão das células . . . . .	80
4.60	Circuito elétrico para monitorização da corrente e tensão das células e vista inferior da placa de distribuição de energia . . . . .	81
4.61	Modelo 3D do sistema de encaixe da placa de distribuição com o sistema de <i>autopilot</i> . . . . .	81
4.62	Sistema de encaixe da placa de distribuição com o sistema de <i>autopilot</i> . . . . .	82
4.63	Esquema elétrico utilizado para o componente LAN9500A . . . . .	83
4.64	Circuito elétrico utilizado para converter os dados do GNSS para o sensor VLP-16 . . . . .	84
4.65	Esquema de ligações da placa de interface do CPU . . . . .	84
4.66	Modelo 3D da placa de interface do CPU . . . . .	85
4.67	Representação do sistema do Central Processing Unit (CPU) e do seu sistema de encaixe . . . . .	85
4.68	Modelos 3D das placas de Direct Current (DC)/DC e de <i>trigger</i> . . . . .	86
4.69	Placas de teste desenvolvidas ao longo do projeto . . . . .	86
4.70	Modelos 3D da colocação da placa de distribuição de <i>energia</i> . . . . .	87
4.71	Modelos 3D da colocação do sistema de <i>autopilot</i> por encaixe . . . . .	88
4.72	Modelos 3D do sistema anti-vibração utilizado para colocar o sistema de <i>autopilot</i> . . . . .	89
4.73	Suporte para a antena do GNSS, a azul . . . . .	89
4.74	Fotografia real sistema de <i>damping</i> desenvolvido . . . . .	90
4.75	Modelos 3D do <i>multirotor</i> montado . . . . .	90
4.76	Fotografias reais do veículo com os braços abertos . . . . .	91
4.77	Fotografias reais do veículo com os braços fechados . . . . .	92
4.78	Arquitetura de software do projeto do PX4 . . . . .	93
4.79	Diagrama de funcionamento da <i>driver</i> do STIM300 . . . . .	97
4.80	Disposição das antenas no tejadilho do carro, à esquerda, e percurso rea- lizado durante o ensaio, à direita . . . . .	99
4.81	Integração dos dados <i>raw</i> produzidos pelos acelerómetros. A verde encontra- se representados os dados do sensor iNAV, a preto o conjunto <i>autopilot</i> com os sensores padrão, e a vermelho com o STIM300 . . . . .	99

4.82	Integração dos dados <i>raw</i> produzidos pelos giroscópios. A verde encontra-se representados os dados do sensor iNAV, a preto o conjunto <i>autopilot</i> com os sensores padrão, e a vermelho com o STIM300 . . . . .	100
4.83	Disposição dos motores medidos no veículo final. . . . .	101
4.84	Menu de calibração do acelerómetro, estando a sequência e as posições de calibração do mesmo . . . . .	103
4.85	Performance do <i>tracking</i> do controlo de atitude e velocidades angulares, obtidos com os valores padrão . . . . .	106
4.86	Performance do <i>tracking</i> do controlo de atitude e velocidades angulares, obtidos com os ganhos derivativos a zero. . . . .	107
4.87	Performance do <i>tracking</i> do controlo de atitude e velocidades angulares, obtidos no último teste de voo . . . . .	108
4.88	Acelerações medidas no <i>autopilot</i> . . . . .	109
4.89	Distribuição do <i>PWM</i> para cada motor, em <i>hovering</i> . . . . .	110
4.90	Comparação entre a distribuição do <i>PWM</i> dos motores com centro de massa na região traseira, em cima, e no veículo com a caixa de baterias reposicionada corretamente, em baixo . . . . .	111
5.1	Esboço do <i>design</i> da plataforma híbrida . . . . .	114

Esta página foi intencionalmente deixada em branco.

# Lista de Tabelas

2.1	Especificações Agras MG-1S . . . . .	9
2.2	Características Yamaha FAZER R . . . . .	10
2.3	Características AgEagle Rx60 . . . . .	12
2.4	Características DT26X Surveillance e LiDAR . . . . .	14
2.5	Especificações Terrahawk CW-30 . . . . .	15
2.6	Especificações Características Intel Falcon 8+ . . . . .	17
2.7	Especificações do INESC TEC/EDP Labelec V1 . . . . .	18
2.8	Especificações do INESC TEC/EDP Labelec V2 . . . . .	19
3.1	Características dos motores DJI E5000 PRO . . . . .	30
3.2	Características dos modelos das baterias de Lithium-Polymer (Li-Po) . . . . .	30
3.3	Características do sensor STIM300 e do módulo UB482 . . . . .	33
4.1	Pesos dos elementos da estrutura . . . . .	42
4.2	Pesos dos elementos do sistema de aterragem . . . . .	47
4.3	Pesos dos elementos do sistema de baterias . . . . .	50
4.4	Ligações da placa de interface do <i>autopilot</i> . . . . .	70
4.5	Tabela de tramas possíveis do STIM300 . . . . .	94
4.6	Constituição da trama recebida . . . . .	95
4.7	Estrutura de dados do acelerómetro . . . . .	96
4.8	Estrutura de dados do giroscópio . . . . .	97
4.9	Caraterização do iNAV-FMS-E . . . . .	98
4.10	Parâmetros dos ganhos PID para as velocidades angulares . . . . .	105

Esta página foi intencionalmente deixada em branco.

# Lista de Siglas e Acrónimos

- 3D** Three Dimensional
- ABS** Acrylonitrile-Butadiene-Styrene
- API** Application Programming Interface
- ADC** Analog to Digital Converter
- ASV** Autonomous Surface Vehicle
- BDS** BeiDou Navigation Satellite System
- BLDC** Brushless Direct Current
- CAN** Controller Area Network
- CCW** Counter Clock Wise
- CNC** Computer Numerical Control
- CPU** Central Processing Unit
- CRAS** Centro de Robótica e Sistemas Autónomos
- CW** Clock Wise
- DC** Direct Current
- DSM** Digital Surface Models
- DTM** Digital Terrain Models
- EDP** Energias de Portugal

**EO** Electro-Optical

**ESC** Electronic Speed Control

**FCT** Fundação para Ciência e Tecnologia

**FIFO** First In, First Out

**GALILEO** European Global Satellite Navigation System

**GLONASS** Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema (Russian: Global Navigation Satellite System)

**GNSS** Global Navigation Satellite System

**GPIO** General-purpose input/output

**GPS** Global Positioning System

**I2C** Inter-Integrated Circuit

**IMU** Inertial Measurement Unit

**INESC TEC** Instituto de Engenharia de Sistemas e Computadores, Tecnologia e Ciência

**IP** Ingress Protection

**IR** Infrared

**ISEP** Instituto Superior de Engenharia do Porto

**LSA** Laboratório de Sistemas Autónomos

**LSA** Laboratório de Sistemas Autónomos

**Li-Po** Lithium-Polymer

**LiDAR** Light Detection and Ranging

**MAVLink** Micro Aerial Vehicle Link

**MEMS** Micro Electro-Mechanical Systems

**NDVI** Normalized Difference Vegetation Index

**NIR** Near-Infrared

**NMEA** National Marine Electronics Association

**NSH** NuttShell

**PCB** Printed Circuit Board

**PID** Proportional, Integral, Derivative

**PLA** Polylactic Acid

**PPM** Pulse Position Modulation

**PPS** Pulses Per Second

**PWM** Pulse Width Modulation

**RF** Radio Frequency

**RGB** Red-Green-Blue

**ROSM** Robotic Oil Spill Mitigation

**RSSI** Received Signal Strength Indicator

**Radar** Radio Detection And Ranging

**SBAS** Satellite-Based Augmentation System

**SBUS** Serial Bus

**SD** Secure Digital

**SLA** Stereolithography

**SPI** Serial Peripheral Interface

**SSD** Solid State Drive

**SpilLess** First line response to oil spills based on native microorganisms cooperation

**TPU** Thermoplastic Polyurethane

**TTL** Transistor-Transistor logic

**UART** Universal Asynchronous Receiver/Transmitter

**UAV** Unmanned aerial vehicle

**USB** Universal Serial Bus

**VRP** Variable Rate Prescription

**VTOL** Vertical Take-Off and Landing

# Capítulo 1

## Introdução

Ao longo dos últimos anos, a investigação e desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados, do inglês Unmanned aerial vehicle (UAV), tem emergido rapidamente no nosso quotidiano, assumindo um papel crucial em diversas áreas comerciais, defesa e prevenção/proteção, incluindo vigilância e mitigação de incêndios [1, 2], operações de busca e salvamento [3, 4], inspeção de ativos elétricos [5], tarefas agrícolas [6], entre outros [7].

Para dar resposta aos requisitos impostos pelas diferentes aplicações, várias plataformas de UAV têm surgido, apresentando múltiplas configurações de sensores, motores, designs e autonomia. Apesar desta diversidade, estes veículos são geralmente classificados em duas categorias, os de asa rotativa, ou seja, os veículos que utilizam hélices rotativas para exercer a força de sustentação como é o caso dos helicópteros, *quadcopter*, *hexacopter*, e os de asa fixa, que com suas asas e a sua velocidade controlam a deflexão do ar para se deslocarem verticalmente, como é o exemplo dos planadores e das avionetas [8, 9].

Cada uma das categorias contém as suas vantagens e desvantagens. No caso das plataformas com sistema de asas rotativas, estas apresentam grande manobrabilidade e têm a capacidade pairar e de descolar/aterrar na vertical, podendo ser classificados como veículos Vertical Take-Off and Landing (VTOL). Já as plataformas de asa fixa, são mais apropriados para tarefas de longo alcance, uma vez que podem alcançar maior velocidade, apresentando ao mesmo tempo maior eficiência energética. Contudo estes necessitam um pista ou de um sistema de catapulta para as manobras de descolagem [10].

De forma a usufruir das melhores características de cada um, recentemente tem surgido um novo conceito de veículo híbrido, que combina a capacidade dos veículos VTOL

com a eficiência e alcance dos veículos de asa fixa. Estes podem ser classificados quanto ao método de descolagem [11], no entanto os mais utilizados são conhecidos pelo seu formato de avião com quatro motores localizados nas asas.

Uma das possíveis aplicações consiste na utilização destas plataformas em tarefas de monitorização e mitigação de derrames petrolíferos. Com o grande impacto que estes trazem para os ecossistemas marinhos, têm sido desenvolvidas numerosas técnicas e tecnologias, como é o caso da biorremediação, que permitam a limpeza dos oceanos de forma eficaz, sem comprometer a restauração ecológica [12]. Esta técnica consiste na utilização de micro-organismos para degradar o petróleo derramado remanescente, podendo ser transportada e despejada por meios aéreos autónomos, como é proposto em [13].

Dada a complexidade das plataformas existentes atualmente, nesta dissertação, propõe-se desenvolver uma nova plataforma autónoma aérea adaptável, capaz não só de endereçar tarefas na área de mitigação de derrames petrolíferos, como também tarefas de monitorização e mapeamento.

## 1.1 Âmbito da Dissertação

Esta dissertação, desenvolvida no âmbito do mestrado de engenharia eletrotécnica e de computadores, ramo de especialização de sistemas autónomos do Instituto Superior de Engenharia do Porto (ISEP), está inserida no contexto de dois projetos. O projeto da Fundação para Ciência e Tecnologia (FCT) conhecido como ROSM: Robotic Oil Spill Mitigation (POCI-01-0145-FEDER-24055), e o projeto europeu SpilLess: First line response to oil spills based on native microorganisms cooperation, inserido no programa Blue Labs: innovative solutions for maritime challenges program (EASME/EMFF/2016/1.2.1.4/02/SI2.749374-SpilLess).

Em ambos os projetos, pretende-se desenvolver um sistema autónomo e coordenado entre dois veículos, um UAV e um veículo de superfície, Autonomous Surface Vehicle (ASV), capaz de aumentar a eficiência do processo de biorremediação no combate aos derrames de petróleo. Para tal, a plataforma aérea é responsável por detetar e combater a zona interior do derrame, espalhando micro-organismos liofilizados, enquanto que o ASV atua nas regiões fronteiras através de jatos de água misturados com os mesmo micro-organismos (figura 1.1).



Figura 1.1: ROSM e SpilLess - coordenação multi-robô em operações de detecção e mitigação de derrames de petróleo

## 1.2 Motivação

O Laboratório de Sistemas Autónomos (LSA) do ISEP é um laboratório de investigação que, juntamente com o Instituto de Engenharia de Sistemas e Computadores, Tecnologia e Ciência (INESC TEC), tem vindo a participar e desenvolver vários projetos na área da robótica aérea, terrestre, aquática e subaquática, tal como se pode verificar nos robôs apresentados na figura 1.2.

A sua necessidade crescente de evolução e desenvolvimento de plataformas aéreas mais robustas, e com maior capacidade de carga, aliado aos novos desafios arrecadados por parte dos projetos SpilLess e ROSM, levou à criação de um novo drone.

Desta forma, esta dissertação tentará dar respostas às necessidades dos projetos através do desenvolvimento de um veículo autónomo aéreo, e respetivo sistema de pulverizador, responsável por localizar e atuar no foco do derrame petrolífero de forma mais eficiente e robusta, através de técnicas de biorremediação, reduzindo deste modo o impacto ambiental causado aos ecossistemas marinhos.



Figura 1.2: Robôs desenvolvidos pelo Centro de Robótica e Sistemas Autônomos (CRAS)

### 1.3 Objetivos

Atendendo aos requisitos propostos pelos projetos ROSM e SpilLess, acima descritos, este trabalho tem como objetivo o desenvolvimento de um veículo aéreo autônomo com capacidade de transportar todos os sensores necessários para a detecção da mancha de petróleo, assim como, os micro-organismos indispensáveis para mitigar o derrame. Deste modo, o desenvolvimento do trabalho implica a concretização dos seguintes objetivos:

- Arquitetura de alto nível dos diferentes sistemas eletrônicos do drone;
- Arquitetura de alto nível dos sistemas mecânicos;
- Desenvolvimento da plataforma aérea;
- Desenvolvimento sistema de dispersão dos micro-organismos;

- Desenvolvimento das placas de circuito eletrônico;
- Validação e calibração do primeiro protótipo;

## 1.4 Estrutura

Esta dissertação encontra-se organizada em 5 capítulos.

No capítulo 1, efetua-se uma breve introdução sobre o tema desta dissertação, onde é apresentado os seus objetivos e motivação.

De seguida, no capítulo 2, é realizado um estudo e uma análise crítica das características dos veículos aéreos existentes em diversas áreas de aplicação do nosso quotidiano.

No terceiro capítulo, projeto, é feita uma formulação do problema, sendo posteriormente apresentados os requisitos do sistema e a sua arquitetura final.

Relativamente ao capítulo 4, implementação e resultados, encontra-se detalhada toda a informação relativa ao *design* e construção mecânica da estrutura do veículo, sendo ainda apresentados os detalhes principais de toda a eletrónica desenvolvida. No final são ilustrados os resultados de validação de todos os subsistemas desenvolvidos para dar resposta aos requisitos de ambos os projetos.

Por último, no capítulo 5 são apresentadas algumas conclusões sobre o trabalho desenvolvido, bem como o trabalho futuro por realizar.

Esta página foi intencionalmente deixada em branco.

## Capítulo 2

# Estado da Arte

Neste capítulo são endereçadas algumas das principais aplicações com veículos autônomos aéreos enquadrados no âmbito civil, sendo feita uma análise das plataformas aéreas mais utilizadas e das suas características técnicas e tecnológicas.

Para complementar, é apresentada uma análise crítica das diferentes abordagens, permitindo identificar os aspetos positivos e negativos de cada solução, procurando identificar os pontos importantes que possam dar resposta aos requisitos de ambos os projetos.

### 2.1 Agricultura e Silvicultura

A utilização de veículos aéreos não tripulados em tarefas de agricultura e silvicultura tem vindo a aumentar ao longo dos últimos anos. Com o desenvolvimento das tecnologias sensoriais e de plataformas mais robustas, estes veículos são capazes de monitorizar as áreas agrícolas e florestais em condições climatéricas adversas.

No que diz respeito à agricultura, estes veículos podem ser utilizados em diversas tarefas como monitorização e mapeamento dos terrenos com o objetivo de dar apoio ao estudo de planeamento e ordenamento da atividade agrícola em cada época, pulverização autónoma de fertilizantes e pesticidas para controlo de pragas, assim como análise e monitorização da qualidade da vegetação, entre outras.

Estes também têm um papel importante em atividades de silvicultura, uma vez que podem ser determinantes na prevenção e deteção de incêndios florestais, atividades ilegais, classificação de espécies, assim como no processo de quantificação das lacunas espaciais e estimar o deslocamento pós-colheita do solo.

Dentro destas atividades, os veículos existentes podem ser agrupados em duas cate-

gorias, monitorização e planeamento e de intervenção precisa.

Relativamente aos veículos de intervenção precisa, estes são geralmente utilizados em tarefas de pulverização, onde é necessário espalhar o produto igualmente por todo o terreno e na quantidade correta de forma a garantir a boa qualidade da vegetação. Para isso são normalmente utilizados veículos de asa rotativa, como os que serão abordados a seguir.

### 2.1.1 DJI Agras MG-1 e MG-1S

A Dà-Jiāng Inovações Science and Technology Co. Ltd., conhecida como DJI, é uma empresa de tecnologia chinesa com sede em Shenzhen, Guangdong que visa o desenvolvimento e produção de veículos aéreos não tripulados. Foi criada em 2006 e é líder mundial na criação e comercialização de UAV civis e comerciais [14].

Ao longo dos 12 anos, a DJI tem vindo a investir no desenvolvimento de veículos cada vez mais seguros e eficientes, inseridos no mercado do cinema, agricultura, conservação, busca e salvamento, inspeção infra-estruturas, entre outros.

Além dos veículos, esta também é conhecida pela tecnologia desenvolvida no âmbito dos sistemas de estabilização de câmaras fotográfica (gimbal), câmaras, sistemas de propulsão assim como *autopilots*.

O Agras MG-1/MG-1S é um dos muitos produtos desenvolvidos pela empresa, e trata-se de um *octocopter* elétrico projetado para aplicação de precisão de pesticidas líquidos, fertilizantes e herbicidas, trazendo novos horizontes para as atividades agrícolas (figura 2.1).

Inicialmente surgiu o Agras MG-1 com uma geometria de um octógono e com uma capacidade de carga de 10 kg de líquido, capaz de pulverizar 4000 a 6000  $m^2$  em apenas 10 minutos. Aliado a isto, dispunha de um design compacto para efeitos de transporte, uma plataforma robusta e resistente a água, pó e corrosão, através de um sistema inovador de refrigeração dos motores, e um sistema de pulverização versátil com caudal automático consoante a velocidade do veículo.

O Agras MG-1S estruturalmente é o mesmo veículo que o seu antecessor, com a mesma capacidade de carga, apresentando um conjunto de melhorias como introdução do novo *autopilot* DJI A3, controlo de altitude relativa através de três sensores Radar (Radio Detection And Ranging), sistema de pulverização mais preciso e com sensores de fluxo nos *nozzles* e maior resistência à água.

Todas as restantes características encontram-se detalhadas na tabela 2.1.

Tabela 2.1: Especificações Agras MG-1S [15]

<b>Características Estruturais</b>	
Dimensões (braços abertos)	1471 x 1471 x 482 mm
Dimensões (braços recolhidos)	780 x 780 x 482 mm
Peso	10 kg (sem baterias)
Peso de takeoff (recomendado)	23.8 kg
Peso de takeoff (máximo)	24.8 kg (nível do mar)
Potência máxima	6400 W
Potência (hovering)	3800 W
Velocidade máxima de operação	$7 \text{ m s}^{-1}$
Velocidade máxima	$12 - 15 \text{ m s}^{-1}$
Baterias	22.2 V - 12000 mAh
Tempo de voo (hovering)	10 min (23.8 kg)
<b>Sistema de pulverização</b>	
Volume do depósito	10 L
Dimensões do depósito	151 x 195 x 70 mm
Nozzel	XR11001VS ou TK-VK8
<b>Sistema Radar</b>	
Range	1 - 5 m
Precisão	<10 cm



Figura 2.1: DJI Agras MG-1 [16]

### 2.1.2 Yamaha FAZER R

Desde os anos 90, a empresa japonesa Yamaha tem vindo a comercializar sistemas aéreos não tripulados. Estes, inicialmente projetados para aplicações de pulverização agrícola em plantações de arroz no Japão, os veículos aéreos da empresa Yamaha tem vindo a ser utilizados em várias áreas da indústria, agricultura e investigação [17].

A história começa com a introdução do veículo R-50 no mercado em 1991, tratando-se de um helicóptero de cauda convencional, equipado com um motor a gasolina de dois cilindros, com uma carga máxima de 15 quilogramas. As primeiras versões do R-50 não vinham equipadas com sistema de pulverizadores, tendo sido adaptado mais tarde. Em 1997 surge o RMAX, com mais potência e com um sistema de pulverização com capacidade de 16 litros.

Ao longo dos últimos 20 anos, a Yamaha tem vindo a melhorar os seus produtos, com melhores sistemas de posição global (GPS) e giroscópio para controlo de posição e estabilização e com capacidades de carga cada vez mais elevadas, estando atualmente na versão FAZER R (figura 2.2). Estes helicóptero vem equipado com um motor a gasolina mais potente, com refrigeração líquida e redução das emissões, melhores características aerodinâmicas permitindo maior eficiência energética e com maior capacidade de pulverização. Além das características técnicas, este vem equipado com o novo sistema de controlo YACS II, de forma a executar trajetórias a velocidade constante e igualmente espaçadas, melhorando a precisão e desempenho da pulverização, bem como facilitando o controlo do veículo por parte do operador.

De notar que todos os veículos desenvolvidos pela empresa não apresentam capacidades totalmente autónomas, sendo sistemas teleoperados.

Na tabela 2.2 encontram-se resumidas as especificações principais do FAZER R.

Tabela 2.2: Características Yamaha FAZER R [18]

Dimensões veículo	3665 x 770 x 1078 mm
Dimensões Rotors	3115 mm e 550 mm
Peso	71 kg
Volume depósito	32 L
Volume combustível	5.8 L
Payload	32 kg (300 m e 30 <sup>o</sup> C)
	24 kg (1000 m e 30 <sup>o</sup> C)
Potência máxima	20.6 kW (6000 rpm)
Sistema de controlo	YACS II



Figura 2.2: Yamaha FAZER R [18]

Para além dos veículos mencionados anteriormente, atualmente existem diversas soluções comerciais para as tarefas de pulverização, sendo estes, geralmente veículos *multirotors* com uma forma geométrica simétrica e com diferentes configurações de motores, no entanto bastante semelhantes no que diz respeito à capacidade de carga, como é o caso dos veículos da TT Aviation [19], ProDrone (SkymatiX X-F1) [20] e Drone Volt (HERCULES 20 SPRAY) [21].

Para tarefas de monitorização e análise, onde se torna necessário percorrer grandes distâncias por um longo período de tempo, são normalmente utilizados veículos autónomos de asa fixa como os que serão apresentados na próxima secção. No entanto, encontram-se muitas soluções de veículos de asa rotativa para a realização destas tarefas utilizados normalmente para tarefas curtas e localizadas.

### 2.1.3 AgEagle Rx60

O AgEagle RX60 trata-se de um veículo aéreo autónomo elétrico em asa delta (figura 2.3), e foi especialmente pensado para responder ao mercado da agricultura de precisão no que toca à monitorização das colheitas. O seu desenvolvimento teve início em 2011 pela universidade do Kansas e surge da ideia de utilizar pequenos aviões tele-operados e a tecnologia de câmaras Near-Infrared (NIR) para determinar a qualidade da colheita [22].

Os primeiros modelos apresentavam um *design* em asas delta em espuma de polipropileno, mais pequenos e menos resistentes, equipados com um *autopilot*, um GPS e

uma câmara NIR, sendo capazes de construir e analisar mapas aéreos NDVI, Normalized Difference Vegetation Index, de vários hectares. Com estes dados são elaborados mapas de Variable Rate Prescription (VRP), permitindo aos agrónomos identificar e combater as regiões da plantação mais afetadas, mantendo assim a qualidade das suas colheitas [23].

Ao longo dos anos a AgEagle tem vindo a apostar em melhorias a nível da estrutura do veículo, os seus serviços de processamento e as interfaces com o utilizador, onde a versão RX60 matem as mesmas características de sistema de controlo e navegação e de visão, relativamente às versões anteriores, no entanto, apresenta uma estrutura maior, construída em fibra de carbono, concedendo-lhe maior robustez e autonomia. Na Tabela 2.3 são ilustradas as características do Rx60.

Tabela 2.3: Características AgEagle Rx60 [24]

Dimensões Envergadura / Comprimento	1372 mm / 660 mm
Peso	3,2 Kg
Baterias	2x 14.8 V - 5500 mAh
Tempo de voo	60 min
Velocidade de operação	13.9 a 22 $ms^{-1}$
Velocidade de cruzeiro	14.8 $ms^{-1}$
Método take-off	Catapulta
Método Landing	Planar com motores desligados
Autopilot	PX4 com GNSS NEO 8
câmara	Sentera single NIR



Figura 2.3: AgEagle Rx60 [25]

### 2.1.4 Delair DT26X Surveillance e LiDAR

A Delair é uma empresa de veículos autônomos aéreos elétricos, com foco no desenvolvimento de plataformas de asa fixa para atividades de segurança e defesa, agricultura, silvicultura, geoespacial, inspeção entre outros. Fundada em 2011, a Delair tem vindo a desenvolver algumas soluções comerciais, sendo as versões DT26X as que mais se destacam pela sua capacidade de carga e diversidade de sensores, tornando-os nos veículos mais versáteis da empresa.

Este trata-se de um veículo de asa fixa monomotor frontal e de cauda em V, capaz de percorrer até 150 km durante 2,5 horas em condições climáticas ideais, figura 2.4. Com a sua capacidade de carga de 4 kg, este apresenta um diversidade de configurações podendo vir equipado com: câmaras Electro-Optical (EO) e Infrared (IR) [26], para tarefas como monitorização e identificação de fogos, câmaras de banda tripla [27], para tarefas de mapeamento com *point-clouds* Digital Surface Models (DSM) e Digital Terrain Models (DTM), câmaras de cinco bandas [28], para tarefas de agricultura de precisão, e câmaras HiperEspectral ou sistemas de LiDAR, dependendo das versões disponíveis.

A versão DT26X Surveillance encontra-se equipada com um *gimbal* giro-estabilizado composto por um sistema de câmaras EO/IR, enquanto que a versão DT26X LiDAR integra um sistema de LiDAR com uma câmara de alta resolução, tirando partido de uma nuvem de pontos com correspondência de cores das imagem, ideal para aplicações de mapeamento aéreo. Na Tabela 2.4 são ilustradas as características dos modelos Surveillance e LiDAR.



Figura 2.4: DT26X Surveillance [29]

Tabela 2.4: Características DT26X Surveillance [29] e LiDAR [30]

	DT26X Surveillance	DT26X LiDAR
Dimensões Envergadura / Comprimento	3300 mm / 1600 mm	3300 mm / 1600 mm
Peso	15 kg	17 kg
Velocidade Cruzeiro	15.8 $ms^{-1}$	16.7 $ms^{-1}$
Tempo de voo	135 min	110 min
Take-off	Catapulta	Catapulta
Sensores	Câmara de vídeo EO/IR - Pan/Tilt resol: 25 uRad - EO zoom: x 36 optical - EO resol: 720x576 px - IR resol: 640x480 px - IR wavelenght: 8/14 um	LiDAR RIEGL miniVUX-1DL - Freq. Scans: 150 scans /sec - Range: 200 m - Accuracy: 15 mm câmara fotogrametrica - Global shutter - Distortion-free - Resol: 21.4 Mpx

## 2.2 Topografia e Inspeção

Relativamente às plataformas utilizadas em atividades de topografia e inspeção, estas geralmente vêm equipadas com sistemas estabilizados de câmaras de espectro visível e/ou espectro infra-vermelho, aliadas de um sistema LiDAR e são utilizadas para tarefas de mapeamento 3D e inspeção a curtas distâncias. Estas podem ser soluções com múltiplos rotores, asa fixa (DT26X LiDAR) ou até mesmo híbridos.

### 2.2.1 Phoenix LiDAR Systems TerraHawk CW-30

A Phoenix LiDAR Systems é um empresa com orientada na construção de soluções de mapeamento 3D com base na informação de um LiDAR, cada vez mais compactas, versáteis e de grande precisão. Para além dos sistemas LiDAR, esta é responsável pelo desenvolvimento de todo o software de planeamento de voo, aquisição e pós-processamento dos dados de navegação, visão e laser, de forma a obter uma nuvem de pontos colorida com a precisão de centímetros.

Apesar dos seus sistemas poderem ser integrados em veículos terrestres, estes foram desenhados para incorporar plataformas aéreas e mapear grandes áreas. Inicialmente eram utilizados em veículos como o DJI M600 Pro, chegando a ter duas versões próprias

de drones, um *hexacopter* e um *octocopter* para cargas mais elevadas, com tudo, a utilização deste tipo de plataformas não lhes permitiam mapear grandes áreas, ficando limitados ao tempo de voo [31].

Com o objetivo de melhorar a eficiência de cada missão, a Phoenix LiDAR, juntamente com a empresa JOUAV, desenvolveram o Terrahawk CW-30, uma plataforma que combina a eficiência de um asa fixa com a manobrabilidade de descolagem/aterragem de um *quadrotor*, figura 2.5. Aliado ao seu design híbrido, este apresenta um sistema de propulsão combinado, com um motor a gasolina enquanto opera em asa fixa, e quatro motores elétricos utilizado para a descolagem, transição de modo e aterragem.

Assim como o DT26X LiDAR, este vem equipado com um sistema LiDAR e câmara de espectro visível de alta resolução, e é capaz de mapear durante duas horas, no entanto, pode vir também equipado com câmaras térmicas e HiperEspectrais, tornando-o mais versátil para outros tipos de tarefas.

Tabela 2.5: Especificações Terrahawk CW-30 [32]

<b>Características Estruturais</b>	
Dimensões Envergadura/comprimento)	4000 mm / 2200 mm
Peso	33 Kg
Velocidade de cruzeiro	28 $ms^{-1}$
Velocidade máxima	36 $ms^{-1}$
Sistema de propulsão	Gasolina / Elétrico
Tempo de voo	até 2 horas
<b>Câmara</b>	
Resolução	24 Megapixels
Especificações	Hi-Res Camera + 35 mm Lens
HFOV/VFOV	55° / 38°
<b>Sistema LiDAR</b>	
Range	820 m
Precisão	15 mm
<b>Sistema Navegação</b>	
Constelações	GPS e GLONASS
Precisão do GNSS	1 cm + 1 ppm RMS horizontal



Figura 2.5: Terrahawk CW-30 [32]

### 2.2.2 Intel Falcon 8+

O Falcon 8+, introduzido pela Intel, é outro veículo aéreo profissional não tripulado utilizado em aplicações mais localizadas de fotogrametria e inspeção de estruturas, figura 2.6. Caracterizado pela seu design em V, trata-se de um *octocopter* compacto e robusto, capaz de integrar diversas configurações de sensores. O seu formato único, proporciona-lhe um maior ângulo de abertura na zona frontal do veículo para a colocação das câmaras, ideal para tarefas de inspeção onde o alvo se encontra por cima da plataforma.

Para tarefas de mapeamento e reconstrução 3D, este pode ser incorporado com um *gimbal* equipado com um câmara *full-frame* de 36 *megapixels*, a Sony Alpha 7R, ou com uma câmara *full-frame* de 42 *megapixels*, a Sony RX1R II, para tarefas que requerem maior precisão. No que diz respeito às tarefas de inspeção, este vem preparado com um *gimbal* que combina uma câmara digital, a Panasonic ZS50, e a câmara térmica Flir Tau 2 640. Por fim, conta ainda com um sistema de deteção/desvio de obstáculos com uma Sony R10C de 20 MP, ideal para ser usado em locais fechados ou com várias estruturas à volta.

Além da sua variedade em sensores, este também é conhecido pelas suas manobras de inspeção autónomas

Na Tabela 2.6 são ilustradas as características do Intel Falcon 8+.

Tabela 2.6: Especificações Características Intel Falcon 8+ [33]

<b>Características Estruturais</b>	
Dimensões	768 x 817 x 160 mm
Peso (vazio)	1.2 Kg
Peso takeoff	2.8 Kg
Baterias	2x Intel Powerpack 4000
Velocidade máxima horizontal	18 $m s^{-1}$ (manual mode)
Tempo de voo	16-26 min
<b>Sensores de Navegação</b>	
Sistema GNSS	GPS e GLONASS
Sistema Inercial	AscTec Trinity Control Unit com redundância tripla



Figura 2.6: Intel Falcon 8+ [33]

### 2.2.3 INESC TEC/EDP Labelec V1 e V2

De forma a reduzir os riscos e os custos das inspeções preventivas aos ativos elétricos, em 2015 foi criada uma parceria entre o INESC TEC e a Energias de Portugal (EDP) Labelec, com o objetivo de desenvolver um drone elétrico totalmente autónomo e inovador capaz de realizar este tipo de tarefas de inspeção de ativos elétricos em circunstâncias adversas. Desde então o projeto tem vindo a crescer tendo sido desenvolvidas duas

versões.

Tratando-se de uma plataforma para ser aplicada em vários cenários de inspeção, como é o caso de barragens, apoios elétricos e torres eólicas, tornou-se imprescindível a utilização de um *gimbal* estabilizado localizado na região frontal. Deste requisito surge um veículo totalmente autónomo, constituído por seis motores elétricos dispostos em heptágono regular, sendo um dos vértices utilizado para a colocação do *gimbal*.

Aliado ao seu design, encontra-se equipado com um *gimbal* de dois eixos constituído por uma câmara termo-gráfica FLIR A65 e por uma Pointgrey Grasshopper3 de espectro visível, e com um *gimbal* de um eixo para o sensor HOKUYO UTM-30LX, localizado na zona inferior, para tarefas de medição e mapeamento, figura 2.7.

Devido ao grande sucesso do projeto, a parceria estendeu-se, em 2016, para o desenvolvimento de uma segunda versão, com o objetivo de melhorar os sistemas sensoriais e de processamento do veículo, tornando-o mais robusto.

Com o aumento do *payload* frontal, a segunda versão surge com uma pequena alteração de design, uma cauda, de maneira a manter o equilíbrio do veículo. Além desta alteração estrutural, destaca-se pela evolução relativamente aos sensores utilizados, sistemas de navegação e controlo, bem como na utilização de dois motores centrais mais potentes, aumentando a capacidade do veículo, 2.7.

Nas tabelas que se segue, encontra-se resumidas as principais características das plataformas desenvolvidas pelo INESC TEC/EDP Labelec.

Tabela 2.7: Especificações do INESC TEC/EDP Labelec V1

<b>Características Estruturais</b>	
Dimensões aberto	1045 (diâmetro) x 552 mm
Dimensões fechado	670 x 552 mm
Motores	6 x DJI E1200 Pro
Peso	8.2 kg (com baterias)
Baterias	6S 22.2 V - 22000 mAh
Tempo de voo	22 - 27 min
<b>Sensores de Navegação</b>	
Sistema GNSS	Ublox NEO-M8T
<i>Autopilot</i>	Pixhawk
<b>Sensores de Perceção</b>	
Câmara visível	Pointgrey Grasshopper3
Termográfica	FLIR A65
LiDAR	HOKUYO UTM-30LX
Unidade Computacional	Odroid XU3



Figura 2.7: Versão V1 do UAV para inspeção de ativos elétricos da parceria INESC TEC/EDP Labelec

Tabela 2.8: Especificações do INESC TEC/EDP Labelec V2

<b>Características Estruturais</b>	
Dimensões aberto	1711 x 1086 x 787 mm
Dimensões fechado	820 x 705 x 554 mm
Motores	2 x DJI E5000 Pro e 4x DJI E2000 Pro
Peso	20 kg (com baterias)
Baterias	2x 22.2 V - 22000 mAh em série
Tempo de voo	16 - 20 min
<b>Sensores de Navegação</b>	
Sistema GNSS	K501G com GPS L1/L2, GLONASS L1/L2
Sistema Inercial	STIM300
<i>Autopilot</i>	INESC TEC <i>autopilot</i> , baseado no Pixhawk
<b>Sensores de Percepção</b>	
Câmaras visíveis	Sony alpha 7R e Teledyne Dalsa Genie Nano GiE
Termográfica	FLIR A65
LiDAR	Velodyne VLP-16
Unidade Computacional	i7-6822EQ com 16 GB RAM DDR4



Figura 2.8: Versão V2 do UAV para inspeção de ativos elétricos da parceria INESC TEC/EDP Labelec

## 2.3 Discussão do Estado da Arte

Da análise efetuada ao estado de arte, foi identificada uma grande variedade de veículos aéreos não tripulados, com diferentes geometrias, capacidade de cargas e sistemas de controlo/navegação.

No que se refere a aplicações onde é crucial movimentos suaves e precisos, como é o caso das aplicações de pulverização, fotogrametria localizada e inspeção de estruturas, é comum a utilização de veículos de asa rotativa. Apesar de se tratarem de veículos com uma velocidade e tempo de voo mais limitados, comparativamente aos de asa fixa, são veículos com maior manobrabilidade, capazes de realizar descolagens/aterragens na vertical. Aliado a isto, podem apresentar diferentes geometrias, o que se traduz no número de motores e a sua configuração, conferindo-lhes uma enorme versatilidade. Analisando os veículos abordados anteriormente, podemos encontrar os helicópteros, caracterizado por motor principal com uma elicie de grandes dimensões e um outro situado na cauda do veículo. São conhecidos pela sua grande agilidade e capacidade de carga, no entanto requerem um sistema de propulsão mais complexo, acabando por ser mais dispendiosos. Os restantes *multirotores* são conhecidos por utilizarem vários motores mais pequenos, permitindo redundância do sistema sem comprometer a sua agilidade e capacidade de carga.

Relativamente aos veículos de asa fixa, estes são direcionados para aplicações de longa duração, ideais para tarefas como mapeamento e monitorização de grande áreas. Aliado ao seu rendimento, estes são veículos naturalmente mais aerodinâmicos, mais velozes e com maior capacidade de carga. Como o seu sistema de controlo e sustentação depende da velocidade e das deflexões do ar nas suas asas e cauda, tornam-se menos ágeis nas manobras de mudança de direção. Outro dos aspetos importantes é o facto de estes necessitarem de uma zona de descolagem/aterragem para ganharem velocidade e por consequência sustentação, velocidade essa que dependente da área de asas do veículo.

De maneira a colmatar os problemas energéticos dos *multirotores* e a necessidade de zonas de descolagem/aterragem dos aviões, surgem os veículos híbridos, que combinam a manobrabilidade de um VTOL com a eficiência de um asa fixa. Geralmente caracterizados pelo formato de um avião com quatro motores verticais localizados nas asas e um motor traseiro, estes tornam-se uma boa alternativa aos asas fixa. Estes funcionam normalmente em 3 modos, o modo *drone* para as descolagens/aterragens, o modo asas fixa e o modo de transição. Apesar de integrarem um *quadrotor* com um avião, o seu tamanho e forma não lhes permitem ser uma boa opção para tarefas minuciosas e de baixa velocidade como é o caso dos *drones*.

Com base na análise efetuada, esta dissertação irá listar os requisitos do projeto SpiLess e ROSM e desenvolver um veículo aéreo autónomo totalmente adaptado, capaz de responder às necessidades dos projetos.

## Capítulo 3

# Projeto

Após um estudo detalhado das vantagens e desvantagens dos veículos anteriormente mencionados, procedeu-se a uma análise do problema e dos requisitos propostos pelos dois projetos, de forma a desenvolver um novo veículo maior e mais robusto.

Para tal, neste capítulo serão endereçados todos os requisitos da nova plataforma e detalhadas as arquiteturas do sistema estrutural e eletrónico que, juntamente com o estado de arte, irão permitir o desenvolvimento de uma nova solução.

### 3.1 Formulação do problema

Assim como foi referido anteriormente, os projetos ROSM e SpilLess consistem no desenvolvimento de um sistema autónomos de combate a derrames de petróleo, baseado em biorremediação. Este sistema é constituído por várias plataformas robóticas coordenadas e equipadas com um mecanismo de libertação para consórcios de bactérias liofilizadas (bioaugmentação) e nutrientes (bioestimulação), de forma a combater o derrame nas suas diferentes vertentes (aérea, superfície e subaquática).

No que diz respeito à plataforma aérea, a qual será endereçada ao longo desta dissertação, esta tem de ser capaz de transportar grandes quantidades de bactérias, assim como todos os sensores necessários para realizar as manobras de deteção e localização do derrame de petróleo e combater a zona interior do mesmo.

Atualmente a equipa aérea do LSA conta com dois veículos autónomos aéreos, utilizados para tarefas de inspeção de ativos elétricos, juntamente com a EDP Labelec. Apesar da última versão contar com tecnologia de câmaras IR e de alta resolução, a sua capacidade para carga extra encontra-se no limite, o que torna necessário o desenvolvimento

de uma nova plataforma que cumpra os requisitos a baixo mencionados.

## 3.2 Requisitos do sistema

De forma a cumprir os objetivos anteriormente impostos, o drone deve ser munido de sensores, atuadores e módulos de comunicação que permitam cumprir as seguintes características:

- Realização de voos estabilizados tanto em modo tele-operado como em modo autónomo;
- Sistema de propulsão elétrico;
- Comunicação e transferência de dados com a estação base e outros veículos;
- Estrutura robusta e versátil;
- Detecção e Localização do derrame de petróleo;
- Manobra de combate autónoma;
- Sistema de dispersão de micro-organismos.

### 3.2.1 Requisitos Estruturais

De maneira a garantir maior estabilidade, robustez, resistência a fatores climáticos e capacidade de carga, a plataforma terá que ser desenvolvida utilizando materiais leves e bastante resistentes, como é o caso da fibra de carbono e o alumínio.

Uma vez que o veículo terá de transportar todos os sensores, baterias e bactérias, necessários para combater o mais rápido possível os derrames petrolíferos, ao desenvolver uma estrutura que combine estas duas características, leveza e resistência, permite aumentar a eficiência do processo ou até mesmo a capacidade do veículo.

Outro aspeto importante consiste nas ligações elétricas entre sistemas, visto que é necessário que estas sejam robustas a trepidações bem como interferências externas.

Relativamente ao seu peso, não existe nenhuma restrição, no entanto é um fator limitado pela capacidade de carga total do veículo, que deverá corresponder, no mínimo, a uma capacidade de 45 quilogramas, garantindo espaço de manobra para grandes quantidades micro-organismos aliado dos sensores, sistemas computacionais, baterias e estrutura.

Tratando-se de um veículo totalmente elétrico, o seu sistema de propulsão deverá ser constituído por um ou vários motores, consoante o tipo de veículo utilizado, do tipo DC ou Brushless Direct Current (BLDC).

### 3.2.2 Requisitos Sensoriais

Para garantir melhor exatidão e estabilização da navegação do veículo, este deverá estar munido de sensores que, em conjunto, permitam representar a sua localização e atitude tanto em referencial global como local. Assim sendo, este necessitará de vir equipado com um sensor de pressão aliado de um IMU e GNSS de alta precisão e exatidão, tornando o veículo mais robusto a perturbações externas.

Além dos sensores utilizados para navegação e controlo, torna-se indispensável a utilização de câmaras IR, EO, hiperespectrais ou até sistemas Radar para as tarefas de deteção e localização das manchas de petróleo.

Por fim, como se trata de um veículo versátil, podendo ser aplicado a outros cenários de aplicação, como é o caso de mapeamento e inspeção, este deverá ser capaz de integrar sensores LiDAR.

### 3.2.3 Requisitos do Controlo

O controlo do veículo estará dividido em dois subsistemas distintos. Um sistema de baixo nível, responsável por obter a informação dos diversos sensores de navegação, convergi-los e controlar a plataforma de forma estável.

O segundo sistema, constituído por uma unidade computacional mais potente, fica encarregue de processar todos os dados sensoriais de perceção, desde câmaras, LiDAR ou Radar, determinar a localização da região de interesse, enviar essa informação para a estação terrestre e outros veículos e planear a trajetória que irá ser realizada pela unidade de controlo de baixo nível.

### 3.2.4 Requisitos de Comunicação

No que diz respeito às comunicações sem fios envolvidas neste UAV, estas serão distribuídas em três tipos:

- Uma comunicação de telemetria para as fases de testes e calibração, que permita o ajuste de alguns parâmetros de maneira mais prática;

- Uma comunicação de longo alcance que permita controlar o veículo através de um comando Radio Frequency (RF) para todas as situações onde é necessário operar o robô em modo teleoperado (e.g. situações de emergência);
- Por fim, uma comunicação de largura de banda suficiente para suportar *streams* de vídeo e dados do robô para a estação terra ou outros veículos (e.g. Wi-Fi).

### 3.2.5 Requisitos dos modos de voo

Pretende-se que o veículo seja totalmente autónomo, no entanto pode apresentar os seguintes modos de voo:

- **Autónomo:** o robô executa todas as tarefas sem a intervenção de um operador. Isto inclui tanto o controlo de baixo nível (controlo de motores) como de níveis superiores (por exemplo, a navegação). Os únicos momentos de interação entre o robô e operador corresponderão ao envio de instruções/missão para o robô, no início da tarefa, e à recolha dos dados obtidos pelo robô, no final;
- **Semi-autónomo:** o robô opera autonomamente, mas os comandos de alto nível (como way points ou missões intermédias) poderão ser enviados por um operador. Este modo torna-se indispensável em situações onde existe a necessidade de fazer pequenos ajustes da missão durante o decorrer da mesma;
- **Teleoperado:** controlo manual do robô a partir de uma estação de base. Ideal para situações de emergência, onde o *safety pilot* assume o controlo do veículo.

### 3.2.6 Requisitos Funcionais

Tal como foi referido anteriormente, pretende-se que o UAV seja totalmente autónomo e para tal, este deverá ser capaz de executar toda a missão sem a intervenção humana. Assim sendo, o veículo necessita ter uma autonomia suficiente para descolar, localizar o derrame, planear a trajetória de intervenção, esvaziar o depósito e voltar ao ponto de descolagem para substituição das baterias e depósito de dispersão.

Relativamente ao sistema de pulverização de consórcios de bactérias e nutrientes, procura-se desenvolver um solução independente, isto é, que possa ser aplicada a outros veículos, capaz de ser acionada e regulada autonomamente/remotamente pela unidade de controlo.

Para além do UAV estar encarregue das tarefas de localização e deteção da mancha, é necessário que essa informação seja obtida pela estação de controlo e pelos outros

veículos. Desta forma, torna-se imperativo uma interface gráfica entre o operador e as máquinas, que permita monitorizar e coordenar as ações dos diferentes veículos e uma interface entre máquinas para a cooperação de missões.

### 3.3 Arquitetura do sistema

Identificados os problemas e requisitos impostos pelos projetos ROSM e SpilLess, e com base na análise do estado de arte e no conhecimento adquirido ao longo dos vários *drones* desenvolvidos no LSA, surge a necessidade de construir uma nova plataforma robótica.

Na figura que se segue, encontra-se representado o diagrama de blocos geral do sistema desenvolvido. Este encontra-se constituído por um conjunto de baterias, responsáveis por alimentar o drone, um sistema de monitorização e distribuição de energia, um *autopilot* integrado com um IMU e GNSS, uma unidade de processamento, um gimbal estabilizado, para a colocação das câmaras, o sistema de pulverização de micro-organismos, uma unidade de controlo de disparo das câmaras e motores.

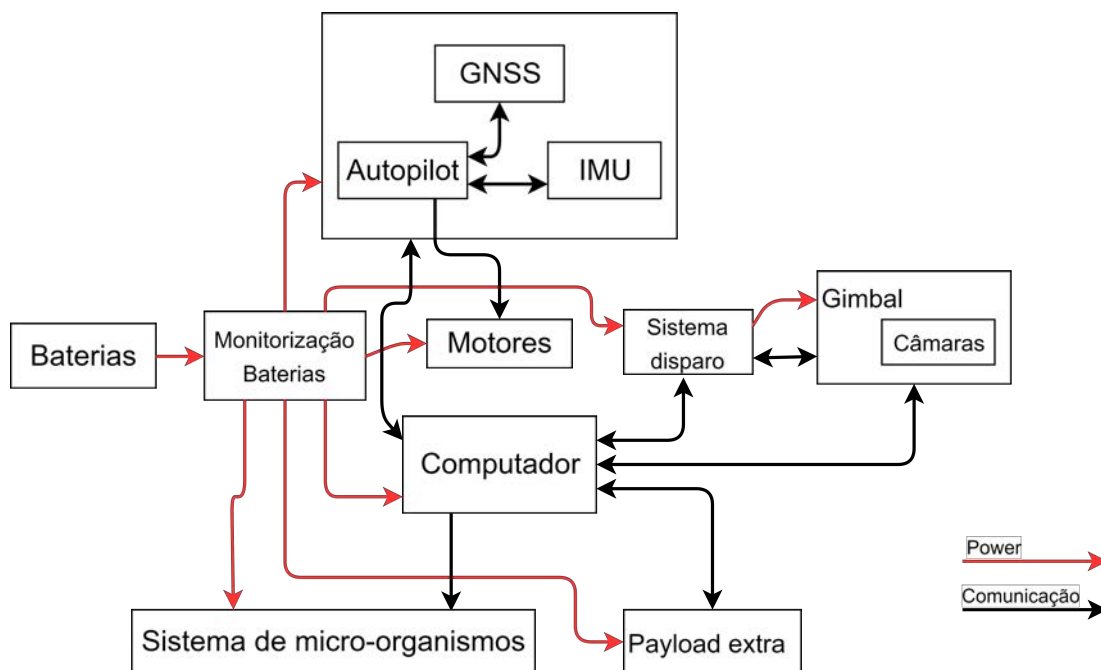


Figura 3.1: Arquitetura geral do sistema desenvolvido

### 3.4 Projeto detalhado da solução

Uma vez reunidas todas as características necessárias para construção do UAV, começou-se por determinar qual o veículo mais apropriado para as tarefas de mitigação de derrames de petróleo, o seu formato, os materiais e o modo como este seria construído.

À semelhança das tarefas de pulverização, a mitigação dos derrames de petróleo através da libertação de pequenas substâncias por meio aéreo requer manobras de intervenção precisas e a velocidades constantes, de forma a espalhar as bactérias uniformemente pelo derrame. Assim sendo, a utilização de um UAV de asa fixa não seria o ideal, uma vez que, para uma capacidade mínima de 45 quilogramas, e de maneira a poder voar a uma velocidade mais baixa, este necessitava de ter uma superfície de asa bastante grande, tornando-o maior e mais suscetível a perturbação do vento. Por outro lado, a utilização de um híbrido traria dos mesmos problemas. Apesar de apresentar capacidades de um VTOL, este seria utilizado maioritariamente como asa rotativa a baixas velocidades, não usufruindo da eficiência em modo asas fixa.

Dada esta particularidade, optou-se por desenvolver um veículo de asa rotativa constituído por seis motores. Ao contrário do convencionais *quadcopters e helicopters*, a utilização de seis motores garantia maior redundância no sistema de propulsão.

Com base nos modelos elaborados anteriormente, e de modo a construir um primeiro protótipo mais económico e de fácil alterações/adaptações, este será construído maioritariamente com placas e tubos de fibra de carbono e algumas peças em alumínio. Assim sendo, a sua estrutura será composta por duas placas de fibra de carbono, elementos estruturais em alumínio entre elas e tubos de carbono para os motores e base de aterragem.

O seu formato é outro aspeto a ter em atenção. De forma a garantir um maior campo de visão horizontal e vertical, o gimbal teria que ser colocado na frente do veículo. Ao contrário dos drones desenvolvidos juntamente com a EDP Labelec, este novo modelo apresentava um formato mais estreito e comprido, com os motores de trás igualmente espaçados no eixo do x, e os da frente com uma abertura de cerca de 90 graus. Desta maneira, obtemos uma melhor distribuição da força de propulsão dos motores, ao contrário do formato do V2 em que esta força se localizava mais na zona traseira do veículo, aliado de uma abertura angular suficiente para não ocorrerem perturbações da imagem por parte das hélices.

A escolha do tipo de motores baseou-se na longevidade, resistência e velocidade de rotação, e para estes fatores os motores BLDC são a melhor opção, sendo também os mais utilizados na indústria de drones. Dentro dos motores BLDC seria necessário

escolher um modelo, que numa configuração de 6 motores, tenham capacidade para levantar o peso proposto anteriormente. Assim sendo, foram utilizados 6 motores E5000 Pro, desenvolvidos pela DJI para veículos aéreos, bastante resistentes e robustos (figura 3.2). Estes motores têm a particularidade de virem incorporados com um controlador de velocidade, mais conhecido como Electronic Speed Control (ESC), resistente a água e a pó (IP 66), com capacidade de carga máxima até 14 quilogramas ao nível do mar.

Na tabela 3.1 que se segue encontra-se detalhadas alguns aspetos técnicos dos motores.

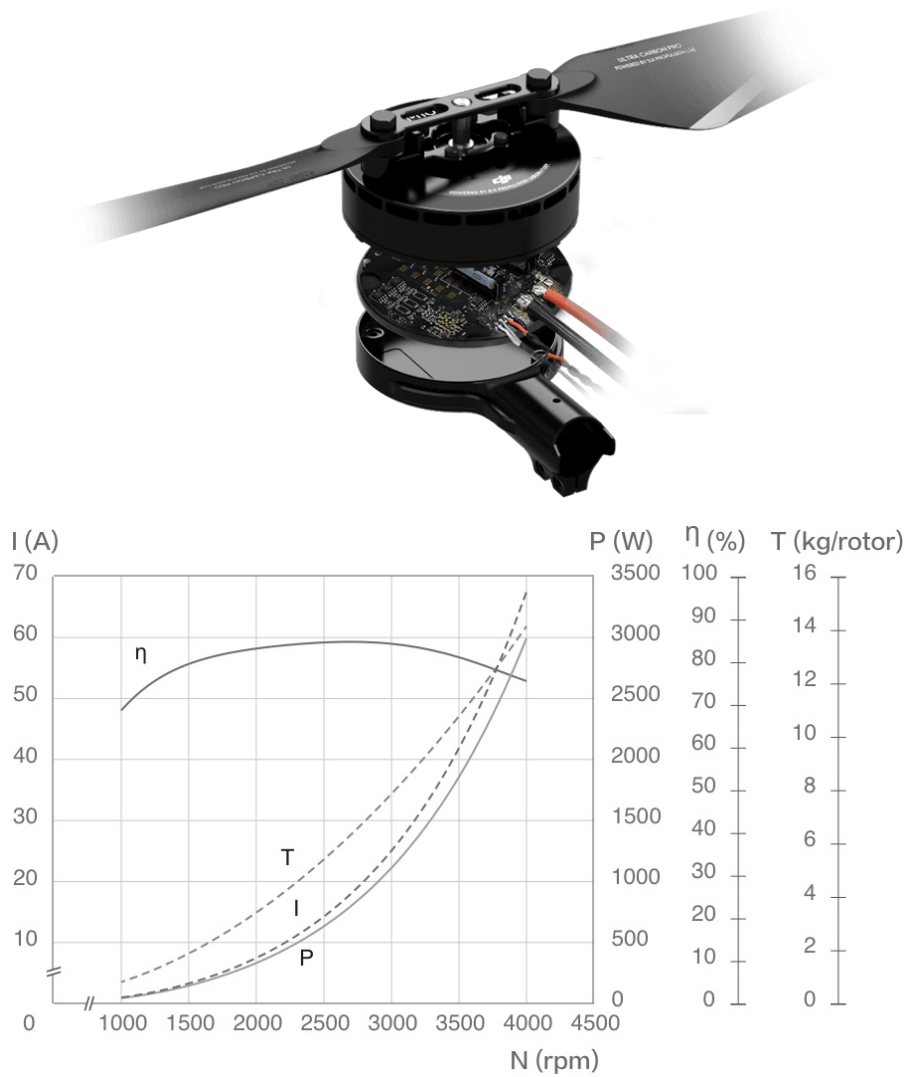


Figura 3.2: DJI E5000 Pro e suas características de rendimento [34]

Tabela 3.1: Características dos motores DJI E5000 PRO [34]

Dimensões Motor	100x10 mm
Dimensões Propeller	711x203 mm
Peso Motor	520 g
Peso Propeller	161 g
KV	120 rpm/V
Max Thrust	14 kg/rotor
Peso recomendado take-off	4.5 - 7.0 kg/rotor
Tensão máxima	52.2 V
Corrente contínua máxima	80 A
Baterias Recomendadas	12S LiPo
Frequência sinal controlo (PWM)	30 a 500 Hz

Para alimentar todos os sistemas presentes no UAV, a escolha das baterias é uma tarefa crucial, uma vez que deverão apresentar uma capacidade energética suficiente para o veículo executar a missão em segurança, sendo ao mesmo tempo o mais compactas e leves possível. Com base, nas características apresentadas anteriormente, e analisando o gráfico da figura 3.3 é possível identificar que as baterias com maior densidade volumétrica e gravimétrica são as do grupo *Lithium*. Apesar de algumas das baterias Li-ion apresentarem melhores características que as Li-Po, estas tem menor capacidade de descarga [35].

Com isto, pretende-se utilizar entre 4 a 6 baterias de Li-Po de seis células, em configurações de 2P2S ou 3P2S, obtendo assim a tensão nominal necessária para alimentar os motores.

Tabela 3.2: Características dos modelos das baterias de Li-Po [36, 37, 38]

	<b>Tattu 6S 22000</b>	<b>Tattu 6S 28000</b>	<b>Tattu 6S 30000</b>
Dimensões (dm)	1.95x0.91x0.64	2.05x1.21x0.67	2.17x1.20x0.65
Peso (kg)	2.509	3.413	3.690
Tensão (V)	22.2	22.2	22.2
Capacidade (mAh)	22000	28000	30000
Taxa de descarga	25C	25C	25C
Energia (Wh)	488.4	621.6	666
Densidade gravimétrica (Wh/kg)	194,66	182.13	180.49
Densidade volumétrica (Wh/l)	430.05	374.02	393.48

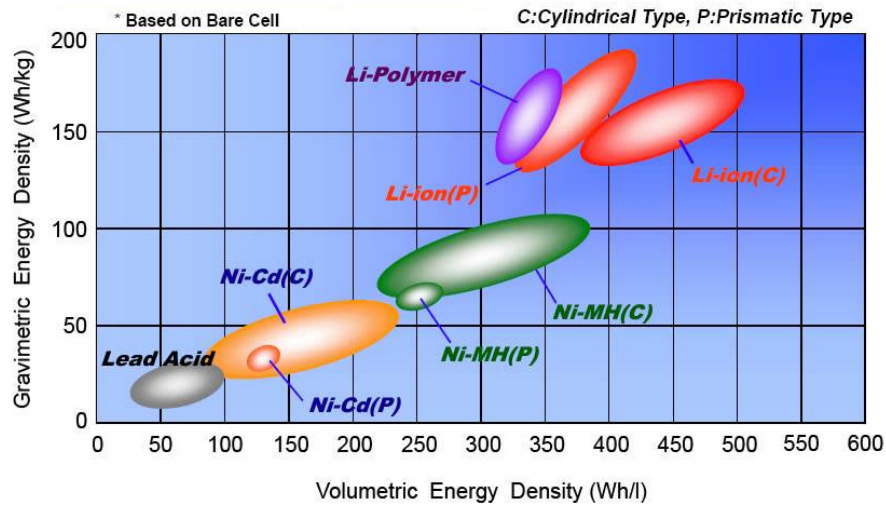


Figura 3.3: Gráfico de comparação de bateria relativamente às densidades de energia volumétrica e gravimétrica. [39], crédito da imagem: NASA - National Aeronautics and Space Administration



Figura 3.4: Tattu 6S 22000 mAh [36]

Com base nos modelos de baterias apresentados tabela 3.2, ficou claro que a Tattu 6S 22000 mAh (figura 3.4) seria a melhor escolha para se integrar no UAV, uma vez ser o modelo com maior densidade gravimétrica e volumétrica.

A escolha do módulo de GNSS e IMU teve por base os sistemas anteriormente desenvolvidos. Como tal, foi utilizado o STIM300 da Sensoror como unidade de medida inercial, um sensor compacto, leve e de alto desempenho, tendo sido já utilizado em projetos anteriores. Este módulo conta com três giroscópios Micro Electro-Mechanical Systems (MEMS) de elevada exatidão, três acelerómetros e três inclinómetros. Além disso, vem calibrado de fábrica para compensar as suas medições consoante a temperatura. A sua estrutura metálica é outro ponto a favor, tornando-o robusto a perturbações magnéticas.

Para garantir maior imunidade a campos magnéticos, o sistema de navegação teria que abdicar da utilização de um magnetómetro para estimação da orientação do veículo, em tarefas *outdoor*. Desta forma, a solução seria utilizar um sistema de GNSS com alta exatidão e de duas antenas, permitindo a estimação simultânea de posição e orientação global. Para tarefas *indoor*, o veículo ao detetar falha nos dados do GNSS transitaria para o modo de magnetómetro auxiliar. Assim sendo, foi escolhido o modelo UB482 da Unicore Communications, tratando-se de um módulo de GNSS de alto-desempenho e exatidão, capaz de suportar sinais de satélite Global Positioning System (GPS) L1/L2, BeiDou Navigation Satellite System (BDS) B1/B2, Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema (Russian: Global Navigation Satellite System) (GLONASS) L1/L2, European Global Satellite Navigation System (GALILEO) E1/E5b e Satellite-Based Augmentation System (SBAS).

Nas tabelas 3.3 encontram-se descritas as características do sensor STIM300 e do modulo UB482, apresentados na figura 3.5.



Figura 3.5: STIM300, à esquerda, UB482 , à direita. [40, 41]

Relativamente ao módulo responsável por tratar os dados do IMU e do GNSS, ao longo dos anos o laboratório tem vindo a desenvolver os seus conhecimentos e a im-

plementar soluções com *autopilots* da Pixhawk, tendo já sido desenvolvida uma versão totalmente personalizada baseada no mesmo. Nesta linha de pensamento, para completar o sistema de controlo de baixo nível, foi desenvolvida a segunda versão deste *autopilot*, de maneira a ser integrado não só na nova plataforma, como em outros veículos do laboratório. Num modo geral, este vem incorporar todas as funcionalidades encontradas no Pixhawk, acrescentando características bastante particulares, como a utilização de fichas mais robustas, um sistema inercial personalizado e removível e redundância das comunicações para um sistema de encaixe entre outras placas.

Por fim, a escolha dos módulos de comunicação de telemetria e de RF consistiu na utilização dos mesmos módulos presentes no drone de inspeção V2, uma vez que já tinham sido validados e testados em várias missões. Com isto, foram utilizados os módulos HKPilot Transceiver Telemetry Radio Set V2 de 433 MHz para as comunicações de telemetria, usado principalmente para validação e calibração, e o módulo de rádio FrSky X8R, com uma frequência de 2.4 GHz e um alcance maior que 1.5 km, como módulo de comunicação de rádio para o teleoperação [42], figura 3.6.

Tabela 3.3: Características do sensor STIM300 e do módulo UB482 [40, 41]

STIM300	UB482
0.3 °/h gyro bias instability	Single - horiz: 1.5 m, vert: 2.5 m
0.15 °/\sqrt{h}	DGPS - horiz: 0.4 m, vert: 0.8 m
+ - 400 °/s angular rate range	RTK - horiz: 10 mm+1ppm, vert: 15mm+1ppm
10 °/h gyro bias error over temperature	0.1 ° Heading accuracy (1m baseline)
0.05 mg accelerometer bias instability	20 ns Time accuracy
+ - 10 g acceleration range	0.03 m/s velocity accuracy

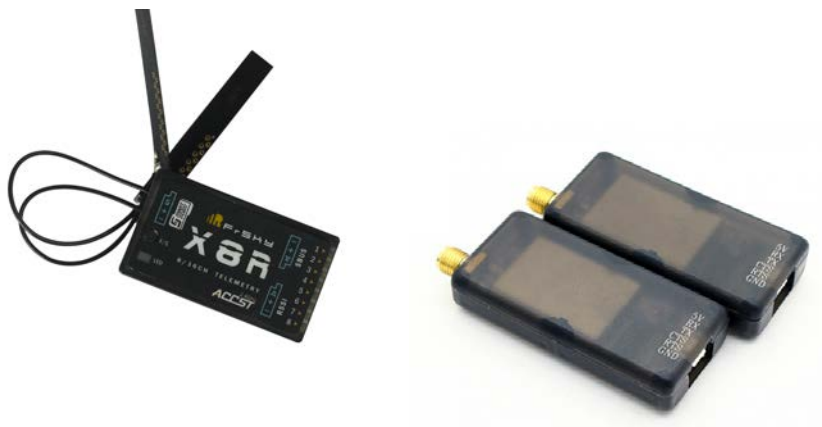


Figura 3.6: FrSky X8R, à esquerda e HKPilot , à direita. [42, 43]

No que diz respeito aos sensores de percepção, pretende-se, numa fase inicial, utilizar os mesmos modelos presentes no drone V2. Com tudo, procura-se desenvolver vários conjuntos de sensores aplicados a diferentes tipos de missões e aplicações, como por exemplo os sensores Radar e as câmaras hiperspectrais, etc. Dado isto, os sensores escolhidos são a câmara Sony alpha 7R, a câmara Teledyne Dalsa Genie Nano GiE, de 5 megapixels, a termográfica FLIR A65, e o Velodyne VLP-16, figura 3.7.



Figura 3.7: Sony, zona superior à esquerda, FLIR, zona superior à direita, Dalsa, zona inferior à esquerda, e Velodyne, zona inferior à direita. [44, 45, 46, 47]

Para processar todos estes dados em tempo útil, e ainda planear toda a missão, optou-se por utilizar um computador do formato Com Express type 6, equipado com um i7-6822EQ, uma ram de 16 GB DDR4 e um Solid State Drive (SSD) de 256 GB, que, em conjunto com a *carrier board* CCG017 da Connect Tech, disponha de duas entradas Mini-PCIe/mSATA, duas portas ethernet gigabit, duas portas RS232/485, e ainda um conjunto de portas para áudio e monitores. Tratando-se de um sistema bastante complexo, e o facto da unidade computacional ser responsável por guardar e processar todos os dados do veículo, de forma a transmiti-los para a estação base, houve necessidade de se utilizar uma Mini-PCIe para um adaptador de 8 portas série nativas, o EMP2-X801 da Innodisk Corporation.

De maneira a que o veículo consiga comunicar para estação base e para os outros robôs, foi incorporado na outra entrada mini-PCIe um adaptador wireless n/g/b/a/ac,

de três antenas, MIMO 3x3 e com velocidade máxima de 1300 Mbps, o WLE900VX Industrial Grade da Compex juntamente com as antenas WA-HGA5-SMA.

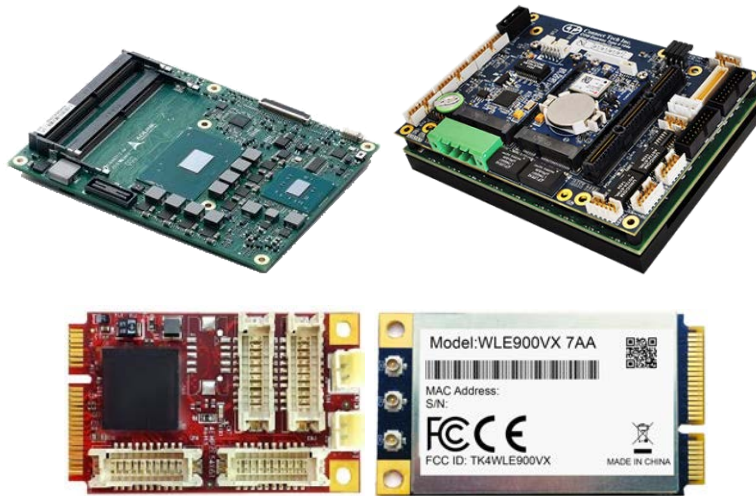


Figura 3.8: [Express-SL-i7-6822EQ, zona superior à esquerda, Carrier Board CCG017, zona superior à direita, EMP2-X801, zona inferior à esquerda, e WLE900VX, zona inferior à direita. [48, 49, 50, 51]

Por fim, no que diz respeito ao sistema de dispersão de micro-organismos, foram desenvolvidos várias experiências e protótipos, no entanto, em todas as versões o conceito do sistema consiste num reservatório, uma válvula e um controlador de fluxo de ar, atuados por um micro-controlador, de forma a regular a quantidade de pó que é libertado, que por sua vez é comandado pela unidade computacional.

Após serem determinados os módulos que vão ser utilizados no veículo, realizou-se um levantamento do conjunto de ligações necessárias para o bom funcionamento de todos os sub-sistemas. Quanto ao sistema de controlo de baixo nível, o *autopilot* é responsável por configurar e receber os dados dos módulos de GNSS e IMU, receber os dados de telemetria e do comando RF, de forma a estimar e controlar a atitude do veículo, e partilhar toda a informação com o sistema computacional. Este, para além de receber informação à cerca da posição e atitude do drone, é responsável por tratar os dados provenientes das câmaras, LiDAR, sincronizar a aquisição de imagem e controlar o sistema de dispersão.

Note-se que todas as ligações entre cada sistema são realizadas por comunicação diferencial (RS422 ou RS485) de forma a robustecer a imunidade aos ruídos.

Na figura 3.9 encontra-se apresentada a arquitetura final da solução

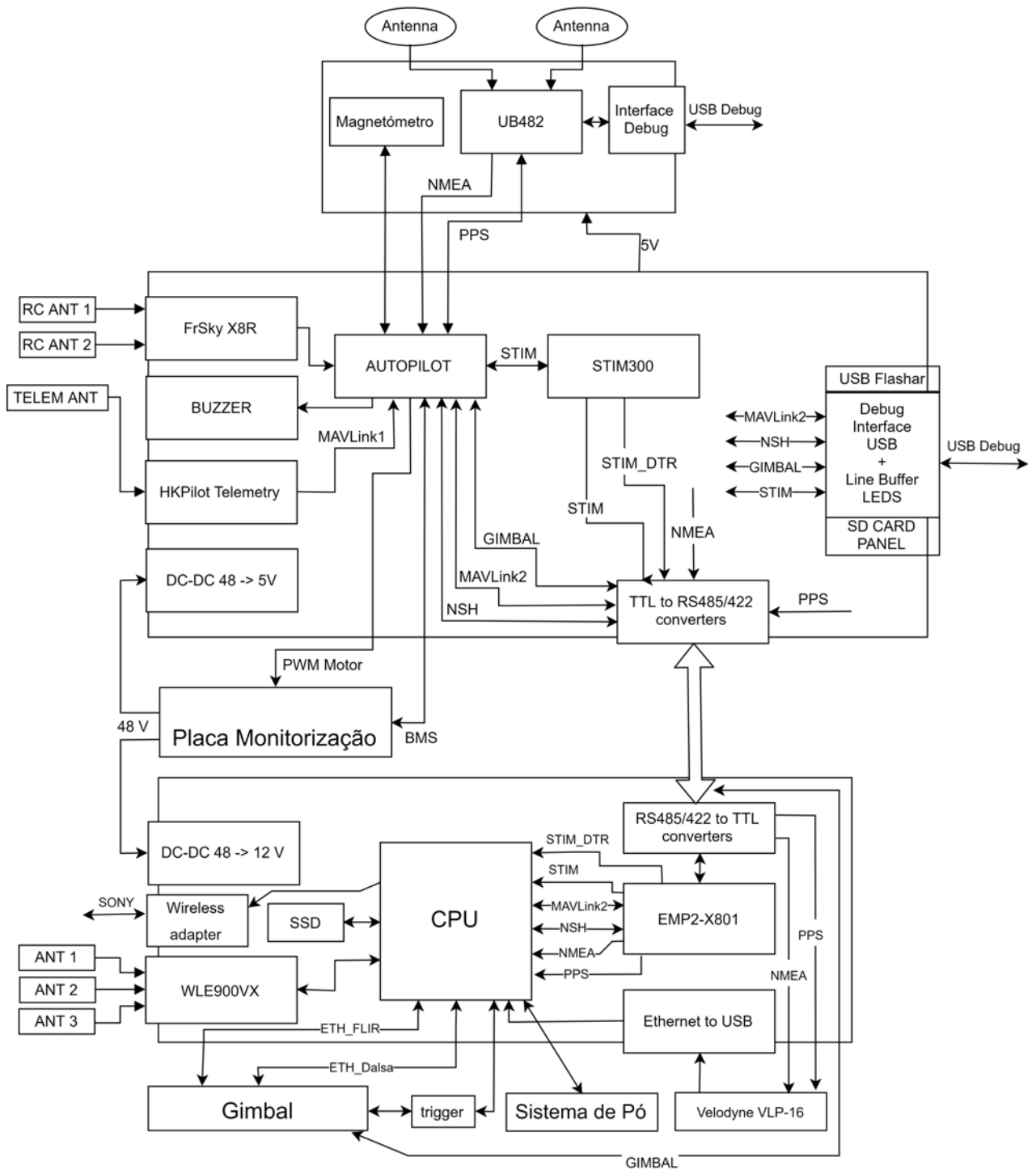


Figura 3.9: Arquitetura final da solução.

## Capítulo 4

# Implementação e Resultados

Neste capítulo será abordado o desenvolvimento e implementação da solução anteriormente apresentada, sendo detalhadas todas as componentes relevantes, tanto a nível eletrónico como mecânica.

Note-se que todo o sistema foi elaborado de raiz, desde construção estrutural, assim como a eletrónica para o *autopilot* e CPU, sendo ainda desenvolvidas outras placas que serviram como complemento para a montagem do *multicopter* construído.

Relativamente aos elementos estruturais do veículo, estes foram projetados e desenhados através de um *software* CAD, que permite o desenho de peças em 3D. Para a elaboração da maquinagem de muitas das peças foi utilizada a ferramenta *Path* do *Freecad*, de forma cortar os objetos numa Computer Numerical Control (CNC) de três eixos.

Por fim, todas as placas desenvolvidas foram desenhados através de um *software* de desenvolvimento de circuitos impressos.

### 4.1 Estrutura do veículo

Para dar resposta aos desafios propostos pelos projetos *SpilLess* e *ROSM*, começou-se por elaborar um esboço da estrutura do novo veículo aéreo.

Tal como foi referido no capítulo 3, este será composto por seis motores E5000 Pro, posicionados de maneira a criar uma abertura frontal para a colocação do gimbal, interligados por duas placas de fibra de carbono, uma superior e outra inferior.

Com base nestas características e nas dimensões dos motores, foi desenvolvida uma estrutura mais estreita e comprida, com uma abertura frontal de 90 graus, e com um

espaçamento entre motores de 74 centímetros no eixo do x, como apresenta a figura 4.1. Além disso, a ideia de utilizar um design mais comprido e estreito permite, no futuro, a adaptação para um veículo híbrido.

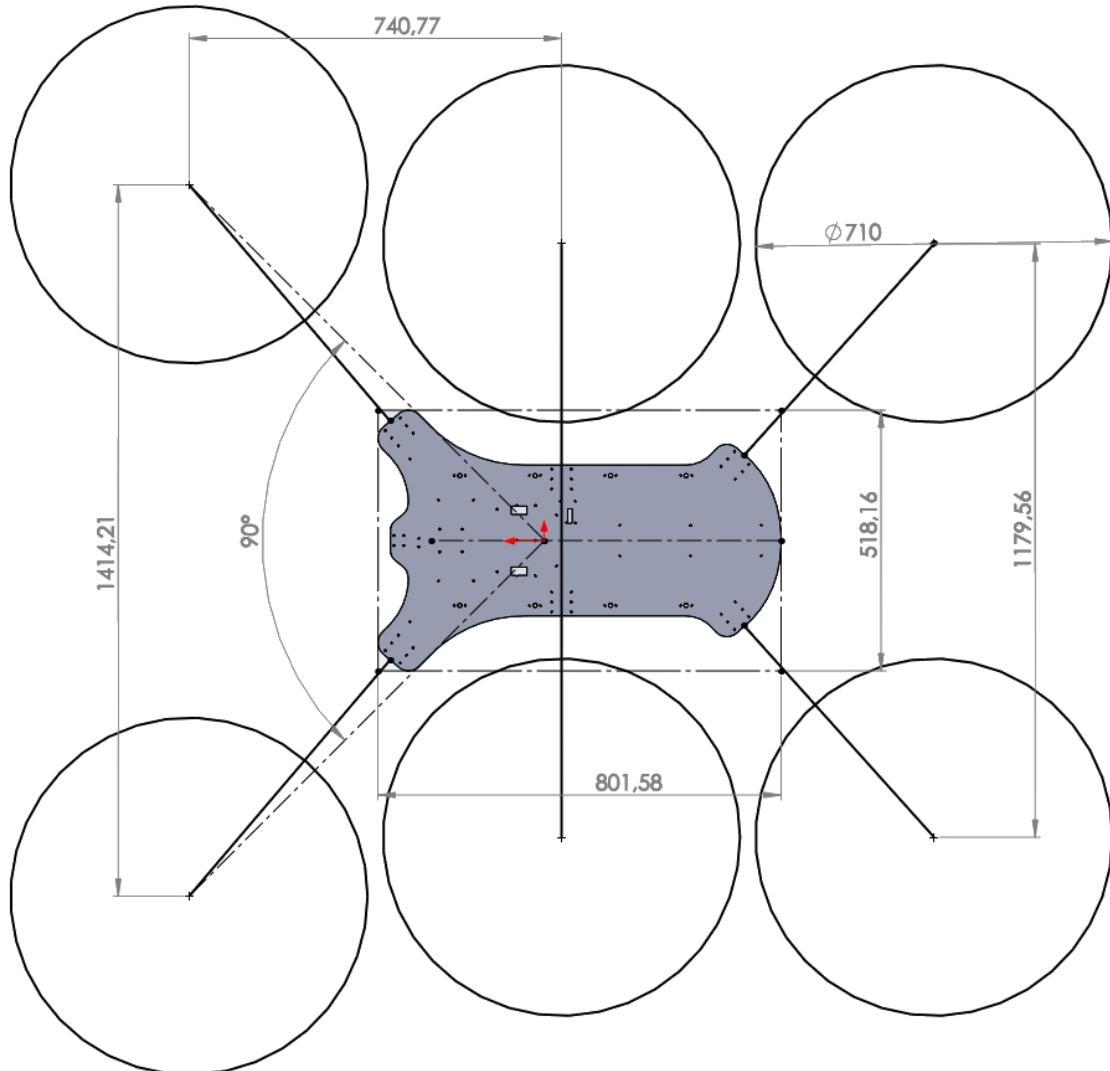


Figura 4.1: Esboço do veículo, com medições em milímetros

Uma vez feito o esboço do formato do veículo, foi necessário escolher a espessura das placas de fibra de carbono que serviriam de base para os motores. Analisando o mercado nacional, podemos identificar três tipos de placas de fibra de carbono. Existem as placas de carbono *standard*, que são elaboradas através da sobreposição de folhas com

orientação a 90 e a 0 graus, consecutivamente, as placas multi-axiais, onde as folhas são colocadas a 0,45, 90, -45, 0 graus, utilizadas para aplicações com cargas mais elevadas, e as placas em sanduíche, onde é introduzido um compósito resistente revestido por folhas de fibra de carbono na zona superior e inferior. Além disto, para cada tipo de placa podemos encontrar inúmeras espessuras.

De maneira a desenvolver um primeiro protótipo, mais económico e leve, optou-se por utilizar placas do tipo *standard* com 1,5 mm de espessura. O facto da estrutura ser composta por uma sanduíche de duas placas de carbono e elementos estruturais em alumínio intermédias (figuras 4.2 e 4.7), a utilização de placas ligeiramente mais grossas, não prescindia da existências dos tais elementos estruturais, ou seja, apesar da placa se tornar mais resistente, era necessário a existência dos mesmos elementos de suporte, e por consequência aumento do peso do veículo.

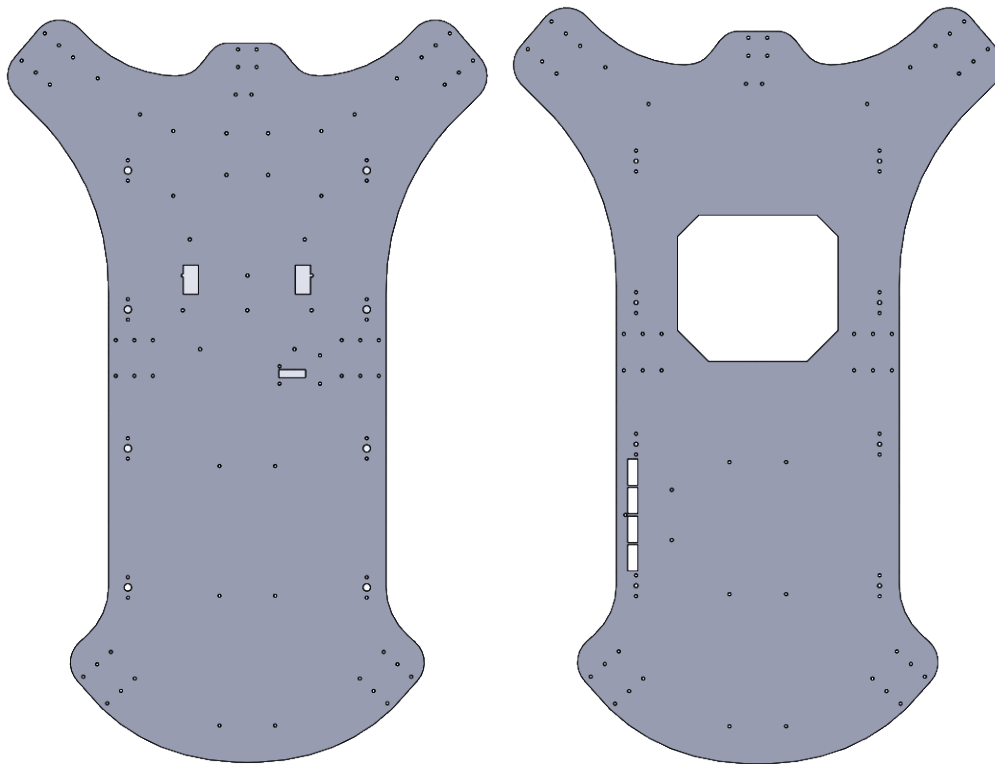


Figura 4.2: Esboço do veículo, com medições em mm

Com uma estrutura deste tamanho, houve necessidade de desenvolver um sistema que permita articular os motores, reduzindo o espaço ocupado pelo veículo. Seguindo a

ideia desenvolvida no Agras MG-1, onde os oito motores são articulados lateralmente formando um quadrado mais pequeno, foram desenvolvidos seis braços com três tamanhos diferentes, cada um deles constituídos por 5 elementos: dois tubos de fibra de carbono de 30/28 mm de diâmetro (externo/interno), um motor, um elemento de fixação de 30 mm para fixar às placas de carbono, e uma junta articulada, colocada entre os dois tubos para a recolha dos motores. Desta forma, é possível reduzir a área ocupada pelo veículo em 65%, figuras 4.3, 4.4 e 4.5.

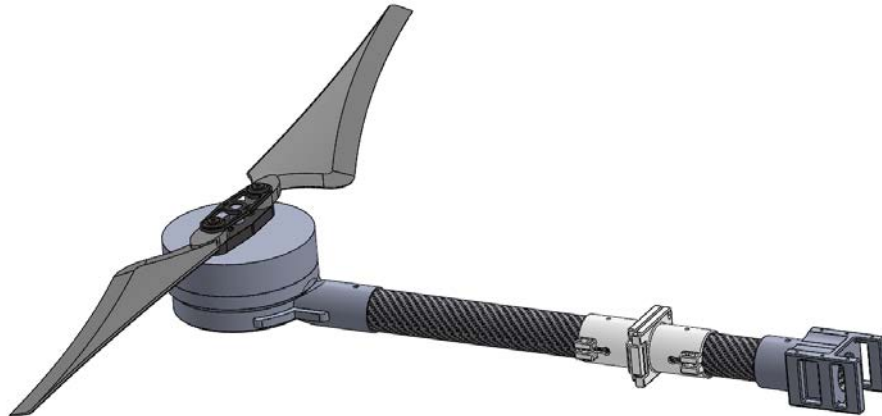


Figura 4.3: Constituição do motor central esquerdo



Figura 4.4: Junta articulada, à esquerda, e peça de fixação, à direita, do braço do motor [52].

Para além dos elementos de fixação dos motores, foram construídas um conjunto de peças de suporte em alumínio 6063-T6, com espessuras de 8 e 10 mm, aumentando assim a rigidez de todo o veículo. Assim sendo, foram construídos 5 apoios a partir de uma barra de alumínio de 8 mm e 8 em barra de 10 mm.

Note-se que, todas as peças desenvolvidas em alumínio foram desenhadas e posteriormente maquinadas na CNC do laboratório, através das ferramentas do *FreeCAD*. Esta

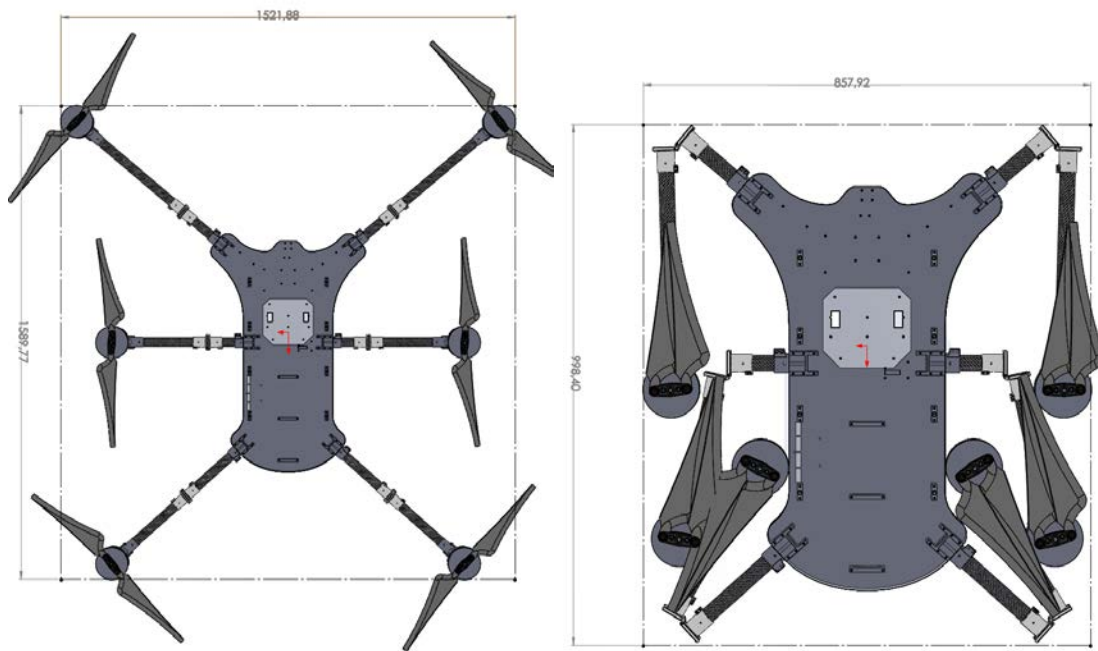


Figura 4.5: Vista superior do veículo aberto, à esquerda, e fechado, à direita. dimensões em mm

foi utilizada apenas para a realização dos cortes no plano xy, uma vez que apenas têm 3 graus de liberdade, sendo os restantes furos e roscas feitas manualmente em bancada, que apresenta a figura 4.6.

Na tabela 4.1 encontram-se detalhadas as características de todos os constituintes da estrutura em cima descrita, incluindo o peso e dimensões de cada elemento.

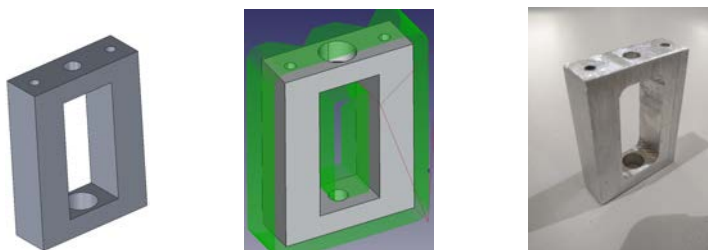


Figura 4.6: Passos de fabrico da peça de suporte de 10 mm

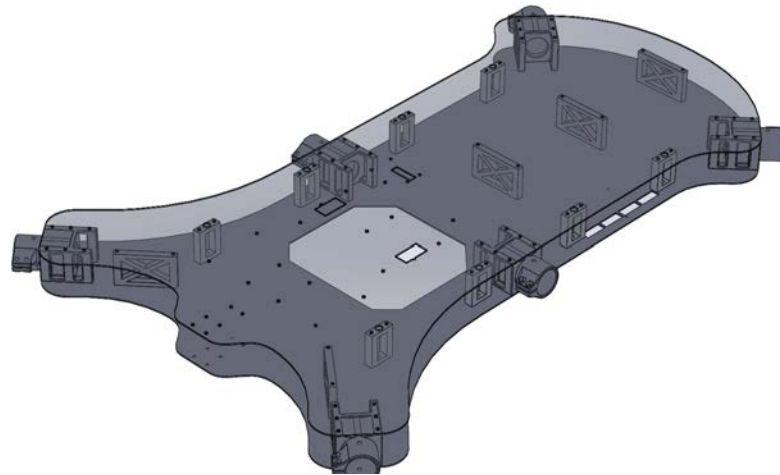


Figura 4.7: Assemblagem da estrutura em sanduíche

Tabela 4.1: Pesos dos elementos da estrutura

	Material	Dimensões (mm)	Peso (g)
Dimensões aberto		1522x1590	
Dimensões fechado		858x998	
Frame superior	placa de carbono	802x518x1.5	575
Frame inferior	1.5 mm standard		555
Tubos braços frente		393	55
		174	24
Tubos braços meio	Tubo fibra	248	34
	de carbono	141	20
Tubos braço trás	30/28 mm	260	36
		254	35
Motor com propeller	Alumínio	711x75	932
Junta articulada frente	Alumínio	98x68x34	95
Junta meio e trás	Alumínio		106
Fixação frame	Alumínio	72x45x40.4	64
Suportes 8 mm	Alumínio	68x40.4x8	41
Suportes 10 mm	Alumínio	30x40.4x10	19
<b>Total</b>			<b>8485</b>

## 4.2 Apoios de aterragem

Realizada a estrutura principal do drone, procedeu-se ao desenvolvimento dos apoios de aterragem. Estes deverão ser robustos, para aguentarem com o peso do veículo, e dotados de um mecanismo de amortecimento, imprescindível durante as aterragens.

Dado estes requisitos, várias versões de *landing gear* foram elaboradas e testadas.

Inicialmente a ideia consistia na utilização de quatro pernas colocadas nos braços frontais e traseiros, constituídas por uma base de apoio ao solo rígida, um tubo e um elemento dividido em duas peças, responsável pela fixação do tubo da perna com o tubo do braço. Quanto ao sistema de amortecimento, este seria composto por duas capsulas de um material mais elástico colocados nas extremidades do cilindro de alumínio, conferindo assim alguma elasticidade e liberdade de movimento às pernas, figura 4.8.



Figura 4.8: Primeira versão dos apoios de aterragem

Para tal, começou-se por desenvolver as peças de união entre os braços e as pernas em resina, através da impressora SLA.

Estas eram compostas por duas secções interiores semi-cilíndricas, com os diâmetros do braço e do tubo de alumínio, espaçadas com um ângulo de 80 graus, proporcionando uma ligeira inclinação à perna na direção do motor. As peças eram afixadas através de 6 parafusos, ficando seguras pela compressão exercida no tubo do braço do motor, figura 4.9.

Como se tratava de um material rígido, estas eram mais suscetíveis a quebras. Além disso, a remoção das peças para a etapa final de cura, fazia com que ficassem ligeiramente

deformadas, acabando por não encaixar, ou ainda, deixar demasiada folga.

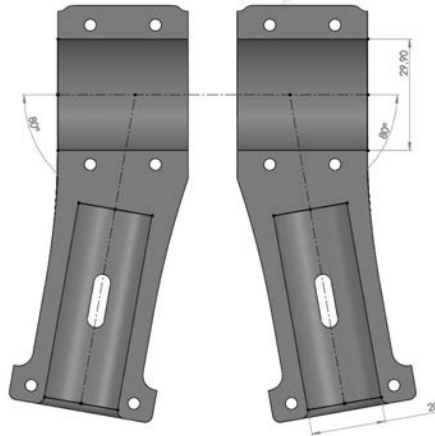


Figura 4.9: Peças de fixação ao braço dos motores

Com todos estes problemas, procedeu-se ao desenvolvimentos das mesmas em impressão 3D. Numa primeira fase, estas foram construídas em Acrylonitrile-Butadiene-Styrene (ABS), juntamente com as peças utilizadas como base de contacto com o solo.

Após vários testes, verificou-se que este tipo apresentava alguns problemas, uma vez ser um material rígido que requer temperaturas altas e controladas no processo de impressão. Isto, aliado ao facto da impressora imprimir em camadas horizontais, fazia com que estas não ficassem unidas o suficiente, acabando por partir.

Paralelamente foram elaborados os cilindros de amortecimento, em Thermoplastic Polyurethane (TPU), e integrados na primeira versão dos apoios de aterragem, figura 4.10.

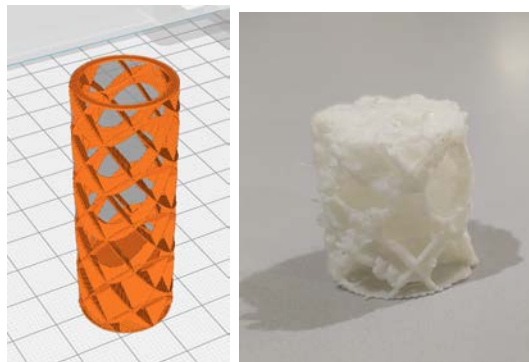


Figura 4.10: Capsulas de amortecimento

Apesar desta solução conseguir cumprir os objetivos propostos anteriormente, as cápsulas não tinham capacidade para tanta carga, além de que, proporcionavam folgas junto aos pés e às peças de união, tornando todo o sistema de aterragem instável.

Na tentativa de desenvolver um sistema de amortecimento apenas na região entre os tubos de carbono e alumínio, foram desenvolvidas várias peças de união, em TPU, com diferentes configurações e densidades.



Figura 4.11: Peças de fixação em Nylon, PE-HD 500 (na CNC), TPU, ABS e Resina, da esquerda para a direita

Tal como nos resultados anteriores, mesmo com a densidade máxima, estas apresentavam demasiada elasticidade para o peso do veículo.

Dadas estas complicações, foram feitas algumas modificações, tanto a nível do sistema de amortecimento, como no tipo de material usados nas uniões.

A primeira alteração consistiu na construção das peças de fixação em nylon, um polímero que combina elasticidade com resistência. De seguida, a ideia de utilizar um material de borracha nas extremidades do tubo das pernas foi substituída por um sistema constituído com duas molas, localizados apenas nos pés do veículo, figura 4.12.

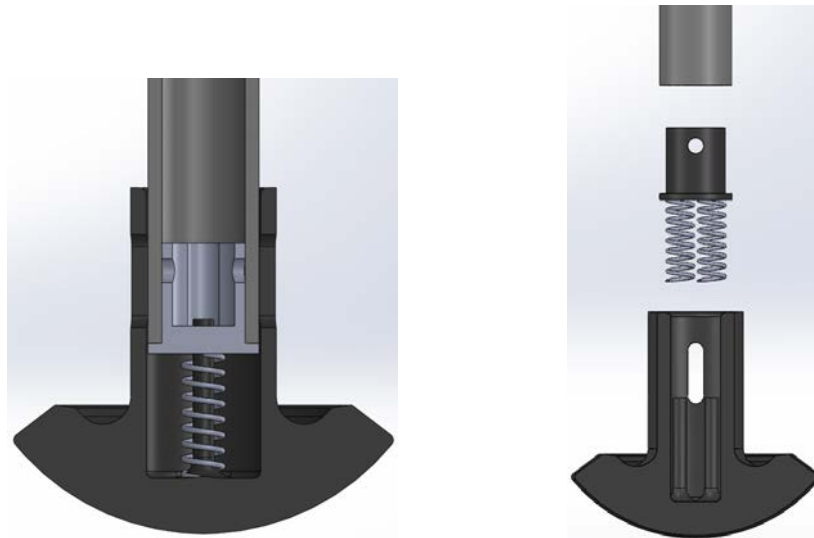


Figura 4.12: Sistema de amortecimento

Vários voos foram realizados com estas alterações até que novos problemas foram surgindo.

Com as suas pernas compridas fixas apenas por compressão, no processo de aterragem estas começavam a torcer em torno do tubo de 30 mm. Esse efeito tornava-se ainda mais visível nos testes realizados ao sol, figura 4.13. Além do problema dos apoios estarem sempre a deslocar-se lateralmente, as torções e reposicionamentos manuais a cada aterragem criaram um desalinhamento horizontal na rotação do motor.

Com base nos fatores apresentados anteriormente, procedeu-se à realização de uma segunda versão das pernas de aterragem.

Esta é composta pelo mesmo sistema de amortecimento, um tubo em fibra de carbono e um elemento de fixação. Ao contrário das peças de união anteriores, o novo sistema é composto por 3 elementos de alumínio afixados à placa de carbono inferior da *frame*, como ilustra a figura 4.14, fazendo uma inclinação de 20° da vertical.

Este novo elemento era composto por três peças de alumínio, duas semi-cilíndricas que encaixavam dentro do tubo da perna, e uma base de fixação, criando uma inclinação de 20 graus com o eixo vertical, figuras 4.14 e 4.15.

Na tabela 4.2 encontram-se detalhadas as características dos apoios de aterragem.



Figura 4.13: Versão melhorada do sistema de aterragem, com peças em nylon e amortecimento com mola, em cima, e demonstração das torções nos apoios, em baixo

Tabela 4.2: Pesos dos elementos do sistema de aterragem

	Material	Dimensões (mm)	Peso (g)
	Tubo de fibra		
Tubo do apoio de aterragem	de carbono	400	93
	20/16 mm		
Suporte fixação frame	Alumínio	50.6x32x5	19
Suporte fixação tubo	Alumínio	50x24.3x8	13
Pés de aterragem c/ sistema amortecimento	PLA	50x63(dimetro)	37
<b>Total</b>			<b>700</b>

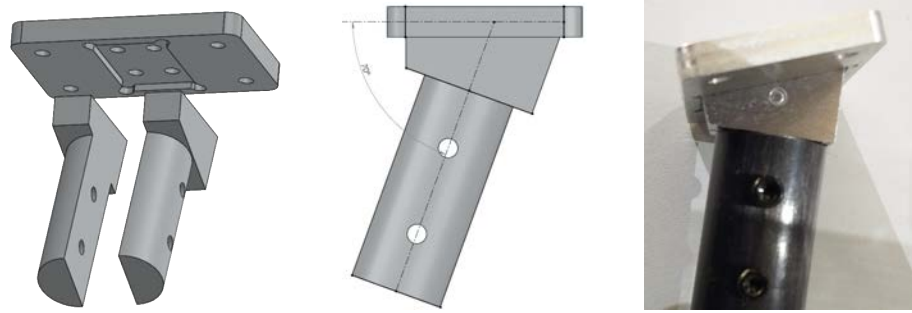


Figura 4.14: Elemento de fixação da segunda versão dos apoios de aterragem.



Figura 4.15: Apoios de aterragem finais.

### 4.3 Caixa das Baterias

Relativamente à colocação das baterias, a ideia consiste no desenvolvimento de uma caixa removível e de fácil acesso, provida de um sistema de fecho adaptável, ou seja, que permita a sua colocação em diferentes posições de maneira a ajustar o centro de massa com o centro de propulsão.

Para isso, começou-se por construir uma caixa composta por 5 placas de fibra de carbono, coladas e unidas com chapas de alumínio em 90°, como mostra a figura 4.16.

Tratando-se de uma caixa comprida e com capacidade para 6 baterias, o facto da placa de base estar fixa apenas pelas periferias, tornava-a mais suscetível a deformações na

região central. Desta forma, optou-se por utilizar placas de carbono do tipo *standard* de 2 mm.

De maneira a poder reposiciona-la consoante o *payload*, esta está colocada sobre dois guias lineares NS\_01\_27, fabricadas pela empresa IGUS, localizadas na zona inferior do veículo. Neste sentido, foram colocados quatro patins NW\_11.27 nas laterais da caixa, estando as calhas colocadas sobre 4 pilares verticais, figura 4.18.

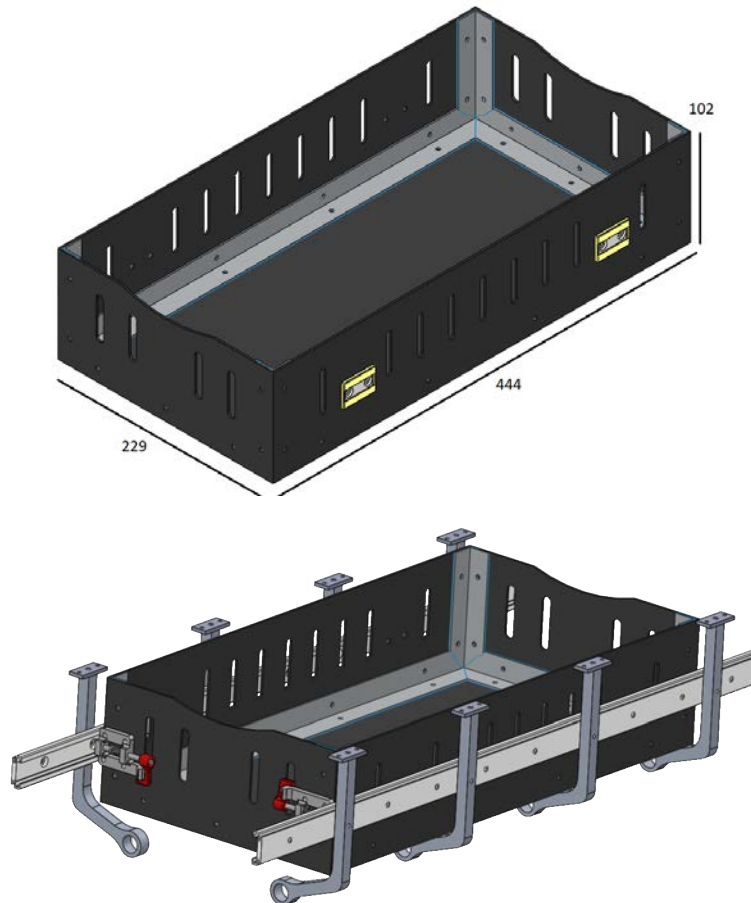


Figura 4.16: Caixa das baterias, à esquerda, e sistema de suporte e reposicionamento da mesma, à direita

Para bloquear a posição da caixa de baterias, foi desenvolvido um fecho com mola, colocado na zona traseira da caixa. O mecanismo tira proveito da furação existente na calha linear de alumínio que, através de um pino pressionado por um mola, prende o sistema de baterias na furação desejada, figura 4.17.



Figura 4.17: Sistema de fecho da caixa de baterias

Por fim foram colocados dois tubos nas extremidades dos pilares verticais, usados para a afixação do sistema de dispersão ou *payload* extra, como é o caso do Velodyne.

Na tabela 4.3 são apresentados os pesos de todos os elementos constituintes da caixa de baterias.

Tabela 4.3: Pesos dos elementos do sistema de baterias

	Material	Dimensões (mm)	Peso (g)
	Tubo de fibra		
Tubo suporte <i>payload</i>	de carbono	650	87
	14/10 mm		
Suporte vertical	Alumínio	10x69x135	47
Chapa fixação frame	Alumínio	3x30x14	3
Mecanismo de bloqueio	Alumínio	10x46x30	14
Caixa das baterias	Alumínio	229x444x102	1035
NS_01_27	IGUS	8.9x27x610	176.9
NW_11_27	IGUS	5.35x23.9x34.7	10.8
<b>Total</b>			<b>2034</b>



Figura 4.18: Resultado final do sistema das baterias

## 4.4 Antenas

Para a colocação das antenas do sistema de GNSS, foram construídos dois tipos de módulos para diferentes aplicações.

Durante a fase de calibração e de testes, realizada maioritariamente em espaços interiores, optou-se por utilizar um sistema GNSS que integra o recetor Ublox NEO-M8T com o magnetómetro LIS3MDL (figura 4.19), uma vez ser uma solução já conhecida e bastante utilizada ao longo dos projetos existentes [53].



Figura 4.19: Módulo GNSS utilizado [53]

Tratando-se de um sistema composto por um magnetómetro, houve necessidade de elaborar um apoio vertical, composto por uma base para o recetor, uma para fixação à *frame* e por uma haste comprida, evitando assim perturbações eletromagnéticas provenientes dos motores.

De maneira a reduzir e alterar o comprimento da antena, foi construída uma junta articulada, tal como no sistema dos braços dos motores, permitindo dobrar-la sem a necessidade de a remover, figuras 4.20 e 4.21. Além disso, ao dividir a haste em duas secções de tubo, possibilita a alteração do comprimento de uma delas, ajustando assim o tamanho consoante a necessidade.

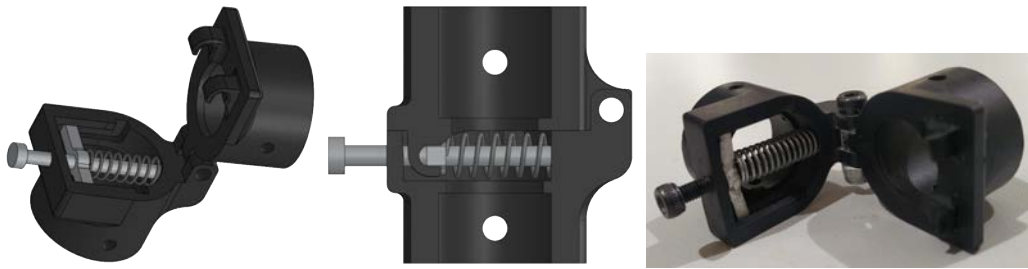


Figura 4.20: Junta articulada da antena do GNSS, desenvolvida através da impressora SLA

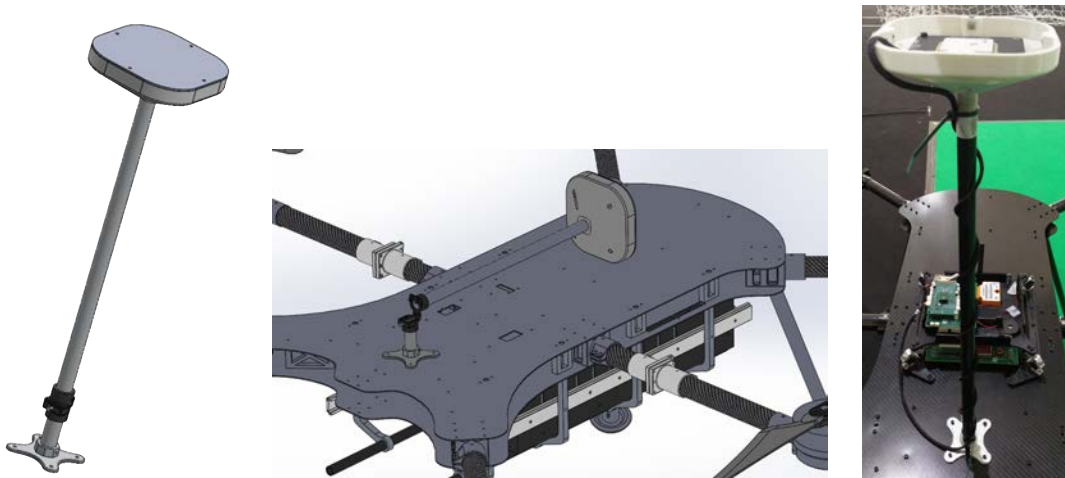


Figura 4.21: Antena desenvolvida para o módulo da Ublox

Para a integração do UB482, e de forma a obter maior precisão na estimação do *heading*, foi desenvolvido um sistema de dupla antena com uma *baseline* de 1 m.

Assim, a primeira antena seria colocada na mesma posição que a anteriormente referida, aproveitando apenas o tubo mais curto e a base de fixação, sendo a segunda antena localizada na zona traseira do veículo. Como se pode verificar na figura 4.22, esta tem a particularidade de poder ser facilmente recolhida ou até mesmo removida.

Note-se que o sistema de dupla antena ainda não foi construído e implementado no veículo.

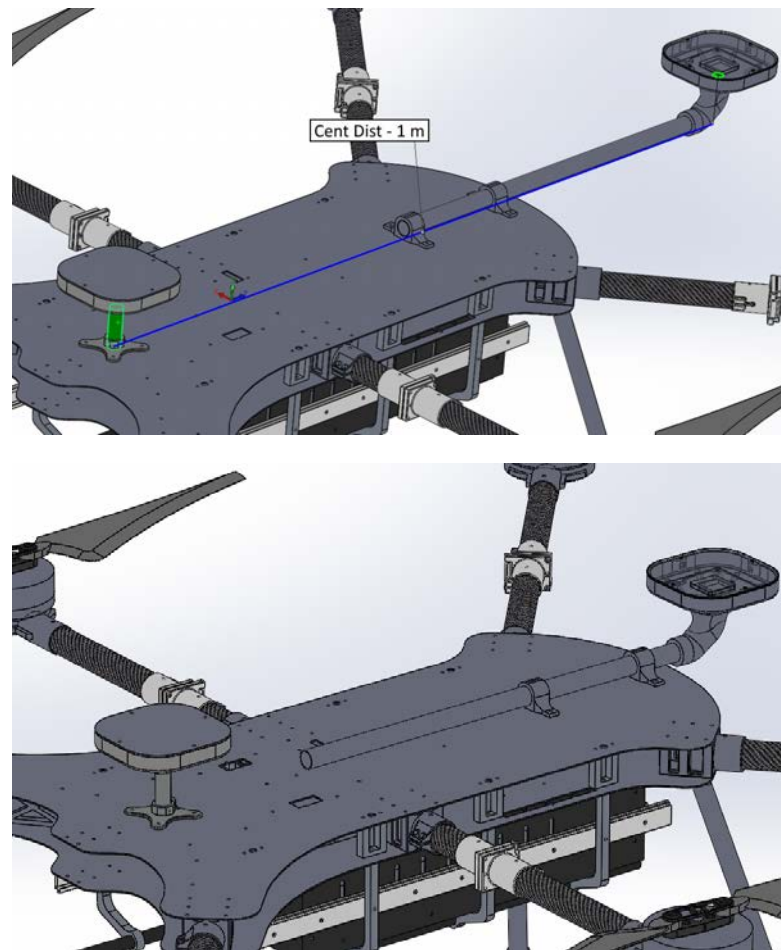


Figura 4.22: Antena desenvolvida para o módulo da Ublox

## 4.5 Gimbal

Como foi referido no capítulo Projeto, será desenvolvido um gimbal, na região frontal do veículo, capaz de integrar uma Sony, uma Flir e uma Dalsa. Além disso, pretende-se construir um sistema versátil, isto é, que seja removível e substituível facilmente por outros com diferentes sensores.

Deste modo, foi elaborado um gimbal com estabilização em dois eixos, *roll* e *pitch*, de forma a compensar e estabilizar a atitude das câmaras no processo de obtenção de imagens ou vídeos. Tratando-se de um veículo de grande manobrabilidade, o controlo do *yaw* é efetuado através da atuação em *heading*.

Para a construção do mesmo, foram utilizados dois servo motores de precisão, figura

4.23, uma estrutura tubular em fibra de carbono, conferindo resistência e robustez para aguentar o peso das câmaras, e uma plataforma, também ela em fibra de carbono, servindo de base para a fixação das mesmas .

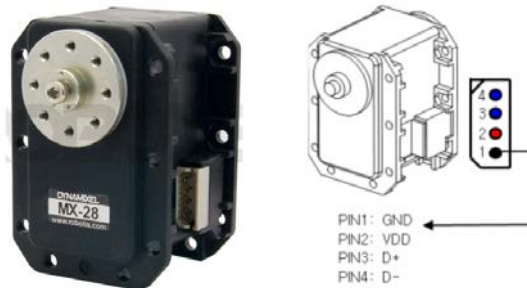


Figura 4.23: Servo motor Dynamixel MX-28R, à esquerda, e pinout da comunicação RS-485, à direita [54]

Começando pelo motor do *roll*, este foi colocado na região frontal do veículo, entre as duas placas de carbono da estrutura. Ao tratar-se do motor que suporta todo o *gimbal*, e o facto do seu centro de massa estar concentrado na região das câmaras, optou-se por construir duas peças com rolamentos, de maneira a não sobrecarregar o veio do motor.

Com isto, obtêm-se um conjunto de 8 elementos: um motor, duas peças para a sua fixação à *frame*, duas para a fixação dos rolamentos, dois rolamentos e um veio, servindo de união entre os movimentos do motor e o gimbal, figura 4.24.

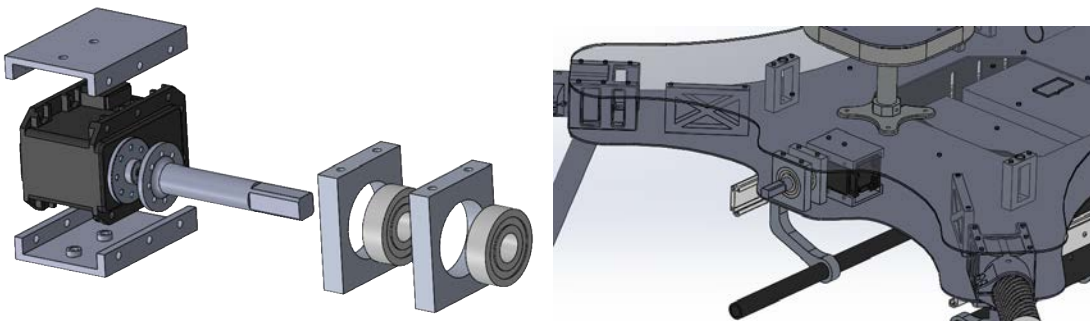


Figura 4.24: Motor do *roll*, e os seus constituintes.

Outro aspeto a salientar, é o facto do veio permitir uma montagem e remoção rápida através de 4 parafusos.

Relativamente ao motor do *pitch*, foi desenvolvida uma estrutura tubular em U, sendo este colocado numa das extremidades e a restante utilizada para colocar de um

rolamento de suporte. Desta forma, as câmaras estariam suspensas nas duas pontas do tubo, através de um veio para o motor e um para o rolamento.

Seguindo a mesma ideologia usada para o primeiro motor, foram utilizados elementos com rolamento de suporte para o motor do *pitch*.

De maneira a elaborar um protótipo económico, esta estrutura foi desenhada com 4 secções de tubos de carbono, unidas através de elementos em resina ou alumínio.

Note-se que, todos os elementos constituintes do gimbal foram pensados e desenhados de maneira a poderem ser construídos com os recursos existentes no laboratório.

Com estas características, obteve-se o *design* final apresentado na figura 4.25.

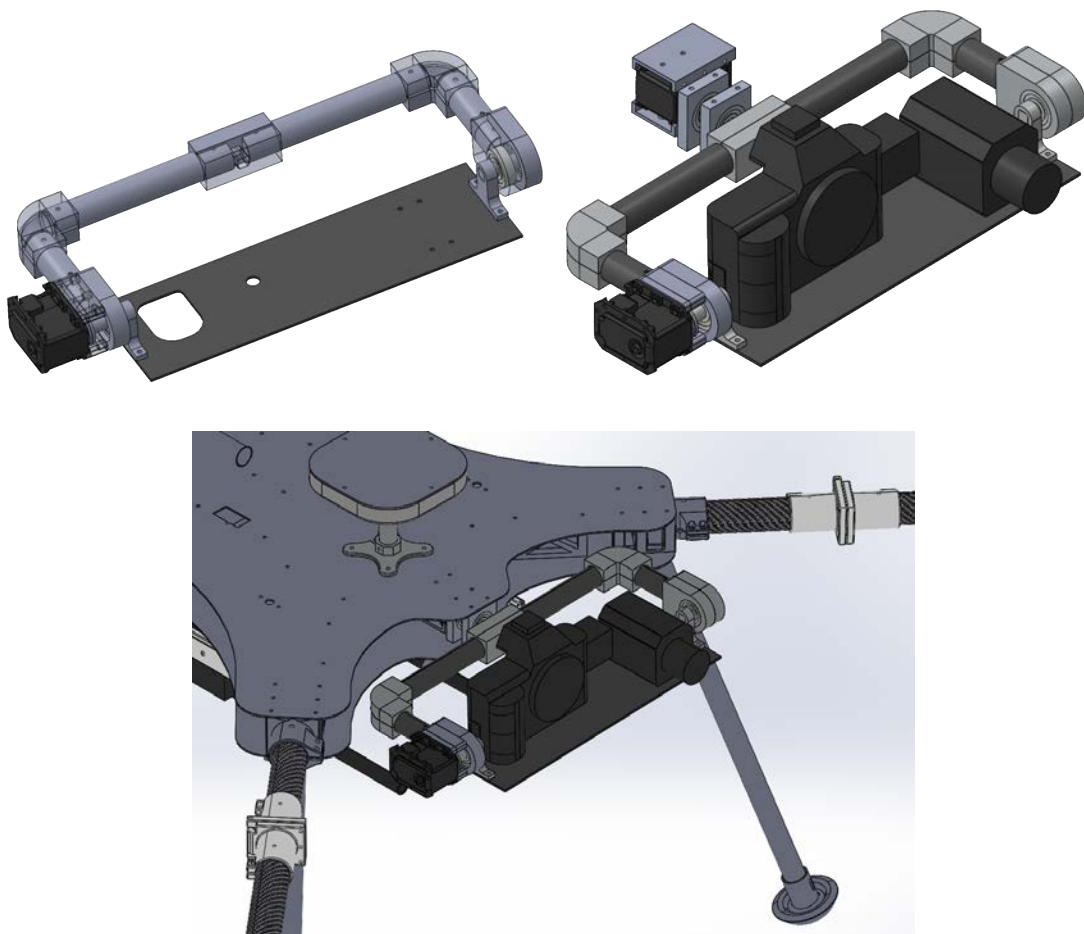


Figura 4.25: Estrutura do *pitch*, em cima à esquerda, e sistema final, as restantes

## 4.6 Sistema de dispersão

De modo a dar resposta aos desafios propostos pelos projetos ROSM e SpilLess, foram desenvolvidos dois protótipos para o sistema de dispersão a seco, baseados nas máquinas de pulverização agrícolas, como é o caso dos pulverizadores de enxofre.

Após uma análise dos sistemas agrícolas, considerou-se que os protótipos seriam compostos por um reservatório, para a colocação das bactérias, uma válvula, para controlar a quantidade de partículas expelidas e um sistema de ar, sendo este o elemento diferenciador entre os dois.



Figura 4.26: Primeira versão do sistema de dispersão

O primeiro sistema era constituído por um cilindro vertical, um funil, uma válvula de abertura, controlada através da atuação de um servo motor, uma turbina, posicionada no orifício da válvula, e um *nozzle*. Assim, ao controlar a velocidade de rotação da turbina e a abertura da válvula, é criada uma sucção dentro do reservatório que faz com que o pó (bactérias liofilizadas) seja expelido para o exterior juntamente com o ar.

Após vários testes, verificou-se que o sistema não era capaz de esvaziar totalmente o reservatório. Apesar do seu formato cónico, o facto das partículas serem finas e leves,

fazia com que parte delas ficassem agarradas às paredes laterais, e consequentemente, não eram arrastadas pelo fluxo de ar.



Figura 4.27: Demonstração do primeiro protótipo em cenário real

Para contornar este problema, foi introduzido um misturador ao sistema, tendo este sido equipado numa plataforma aérea de menores dimensões.

De maneira a construir uma solução com um disparo mais preciso e distante, optou-se por desenvolver um sistema com ar pressurizado.

Ao contrário destes, em que a pressão é criada dentro do reservatório e a substância é expelida através da abertura de uma válvula manual, este sistema seria composto por uma câmara de ar comprimido externa, que quando injetado dentro do reservatório, cria um aumento de pressão, sendo o pó expelido para o exterior, figura 4.28.

Como tal, o sistema era controlado por uma válvula à saída da câmara de ar, um mini compressor DC e um sensor de pressão. Quando a pressão atingi-se o valor pretendido, a válvula é aberta por breves momentos, libertando o ar, recomeçando novamente o ciclo de pressurização.

Este protótipo permitia obter um jato distante e concentrado, no entanto apresentava os seguintes problemas.

O facto deste método não permitir uma dispersão contínua e constante, aliado a um compressor com um consumo energético elevado, faz com que esta não seja uma solução robusta. Além disso, apresenta ainda a necessidade de utilizar um misturador, uma vez que só funciona até o ar criar um canal de passagem até à saída.

Tendo em conta as desvantagens deste protótipo, optou-se por desenvolver um sistema baseado no primeiro modelo, composto por um reservatório, uma turbina e um sem-fim,

de forma a agitar as partículas, figura 4.29. Este sistema apresenta uma capacidade máxima de 5 kg de micro-organismos, podendo ser integrados dois no novo veículo.

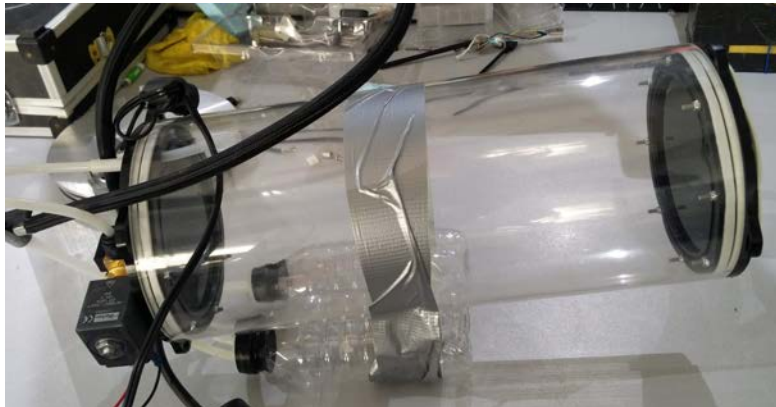
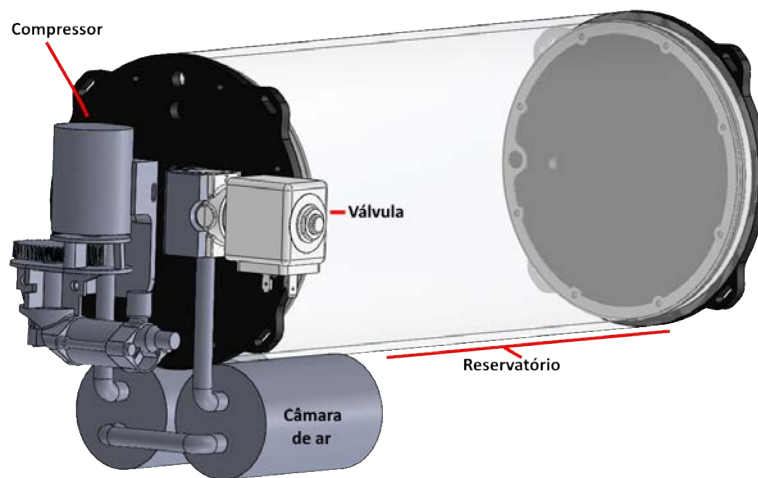


Figura 4.28: Segunda versão do sistema de dispersão



Figura 4.29: Modelo 3D do sistema de dispersão final

## 4.7 Autopilot V2

O desenvolvimento da segunda versão de *autopilot* teve por base a arquitetura do Pixhawk, assim como as características e experiências adquiridas com a realização da primeira.

Começando por analisar o sistema do Pixhawk, este consiste num *autopilot* versátil, desenvolvido no âmbito do projeto *open-source* PX4, capaz de integrar a maioria das

plataformas robóticas, figura 4.30.

Dada esta particularidade, este tem sido integrado e explorado em diversos projetos do Laboratório de Sistemas Autónomos, fazendo com que seja necessário o desenvolvimento de versões personalizadas.



Figura 4.30: Pixhawk [55]

Baseado na arquitetura ARM, este conta com dois processadores de 32 bit, o Cortex M4 STM32F427 como processador principal e o STM32F103, um giroscópio L3GD20H de 16 bit, um LSM303D, que integra acelerómetro e magnetómetro num só componente, um MPU 6000 e um barómetro MS5611-01BA03, representando num total de dois giroscópios, dois acelerómetros, um magnetómetro, todos eles de 3 eixos, e um barómetro [55].

Equipado com um *firmware open-source* a correr num sistema operativo em tempo real, o NuttX [56], este disponibiliza uma grande variedade de interfaces, contando com 5 portas série, duas comunicações CAN, uma Futaba SBUS, PPM, RSSI, I2C, SPI, conversores analógico-digital de 3.3 e 6.6 V, um leitor de cartões micro SD e um USB, fazendo deste *autopilot* uma solução bastante completa e compacta.

Por outro lado, todas as interfaces encontram-se acessíveis na zona superior através de conetores pequenos, da família DF13 da Hirose, ou na zona lateral através de um pente, para as ligações com os motores e o módulo de rádio.

A utilização deste tipo de conetores, não permite um método de encaixe rápido e robusto que, aliado à densidade de cabos, faz com que as ligações entre os periféricos externos não sejam fiáveis. Além disso, este sistema não apresenta nenhuma solução de substituição dos sensores inerciais, ficando limitado às combinações existentes.

A primeira versão personalizada surge no âmbito da unidade curricular de Projeto/Estágio, da Licenciatura em engenharia Eletrotécnica e de Computadores, e consiste num *autopilot* adaptado num sistema composto por uma Odriod-XU3 e um GNSS NV08C-CSM-BRD, figura 4.31.

As suas principais características são a utilização de um sistema de encaixe para a unidade computacional e módulo GNSS, fichas com encaivamento mais robusto e ainda um módulo externo para os sensores inerciais, permitindo a sua rápida substituição, em caso de avaria e personalização.



Figura 4.31: Primeira versão do *autopilot* personalizada [57]

Apesar de se tratar duma solução robusta, o facto de ter sido desenvolvido especificamente para os módulos mencionados atrás, faz com que seja menos versátil para outros tipos de configurações. Este fator, aliado ao seu tamanho, fez com que fosse elaborada uma segunda versão mais compacta e universal.

Tirando partido dos aspetos positivos das duas soluções, optou-se por desenvolver um *autopilot* que integre um sistema redundante de interfaces, ou seja, que estas estejam disponíveis através de conetores robustos e de um sistema de encaixe universal, aliado de um módulo externo para os sensores inerciais.

Dada esta particularidade, foi feita uma análise dos conetores a utilizar. De maneira a reduzir o espaço da placa de circuito impresso e aumentar a fiabilidade das ligações, foram utilizados conetores da JST da família GH e PA, para as ligações entre periféricos e potência, respetivamente, figura 4.32.

Comparando com os conetores presentes no Pixhawk, os GH são providos de um mecanismo de encaivamento mais robusto e de fácil remoção, sem comprometer no tamanho, uma vez que utilizam o mesmo espaçamento entre pinos [58].

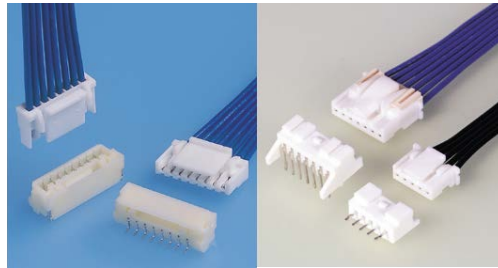


Figura 4.32: Conectores da JST da família GH, à esquerda, e PA, à direita [58, 59]

Para alimentar o sistema, optou-se por utilizar dois conectores da família PA, pelo facto de serem bastante compactos e apresentarem maior capacidade elétrica num mesmo sistema de enclavamento [59].

Além das interfaces estarem disponíveis nos conectores, estas foram replicadas para um pente de 3x16, de espaçamento de 2 mm entre pinos, permitindo ao *autopilot* ser integrado em sistemas complexos sem necessidade de utilizar ligações por cabos, tornando-o assim mais robusto e de fácil montagem.

Relativamente aos sinais PWM, estes foram colocados de duas formas. Os sinais responsáveis pelo controlo dos motores auxiliares foram colocados num pente convencional, com espaçamento de 2.54 mm, uma vez que não costumam ser utilizados com frequência. Os restantes, foram colocados numa ficha Molex da família 501876 de 16 posições, figura 4.33.

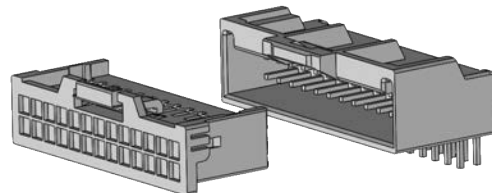


Figura 4.33: Conectores da Molex Molex da família 501876 e respetivo *mate* [60]

Esta trata-se de uma ficha *through hole* com um enclavamento semelhante às da JST e com um espaçamento de 2 mm entre pinos. Desta forma, consoante o tipo de aplicação, é possível substituir este conector por um pente, permitindo alternar entre ligações com fios ou por encaixe [60].

No que diz respeito ao módulo dos sensores, foi mantida a configuração desenvolvida na primeira versão, alterando-se apenas o *socket* para um modelo SMD, fazendo com

que o mesmo não interfira nas ligações das restantes camadas da PCB, figura 4.34.

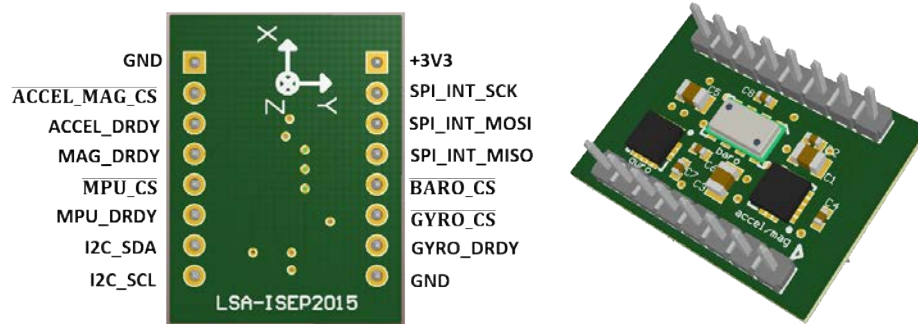


Figura 4.34: Módulo de sensores inerciais [57]

A nível de *hardware*, de uma forma geral, foram mantidas as ligações e os componentes principais do Pixhawk, à exceção de duas ligações.

A primeira alteração consistiu na remoção da alimentação através dos ESC, para efeitos de isolamento de alimentações. Verificou-se ainda a existência de um pino livre no micro-controlador principal, tendo este sido disponibilizado no pente das interfaces para aplicações futuras.

Note-se que, apesar dos componentes utilizados serem os mesmo do Pixhawk, as alterações das fichas, sistema de encaixe e módulos de sensores fez com que houvesse necessidade de redimensionamento da placa, reposicionamento de todos os componentes e ainda efetuar todas as ligações.

Com tudo isto, foi desenvolvida a segunda versão do *autopilot* do laboratório, constituído por uma placa de circuito impresso de 6 camadas e com um tamanho de 70x50 mm, apresentado nas figuras 4.35, 4.36 e 4.37.



## 4.8 Placa Interface Autopilot V2

De maneira a integrar todos os elementos constituintes do sistema de controlo de baixo nível, isto é, o *autopilot*, IMU, GNSS e alguns periféricos de comunicação rádio, foram realizadas várias placas.

Para tal, consideraram-se dois módulos de encaixe, um constituído pelo *autopilot*, STIM300, telemetria e rádio, e um segundo para a colocação do sistema de GNSS e magnetómetro externo. Esta separação em dois módulos, permite, em aplicações futuras, a utilização de outros modelos de GNSS.

Além dos módulos estarem interligados através de conetores de encaixe, todo o sistema estará ligado aos motores e às baterias pelo mesmo tipo de ligações.

Assim sendo, nesta secção será abordada a placa responsável pela integração do *autopilot* com o STIM300. Note-se que esta também é responsável por converter as comunicações da unidade computacional em diferenciais.

Recapitulando as interfaces do *autopilot*, este dispõem de cinco portas UART, duas comunicações SPI e duas I2C, 8 sinais de PWM principais e 6 auxiliares, um SBUS para o módulo do comando rádio e três conetores para o botão de segurança, buzzer e monitorização de bateria.

Começando pelas comunicações série, quatro delas são utilizadas para os módulos de GNSS, Telemetria, debug, através da interface NSH do NuttX, e ainda para transferência de dados entre o *autopilot* e o computador de bordo.

Restando apenas uma por preencher, optou-se por utiliza-la para as comunicações com o STIM300, visto ser um elemento fulcral para a navegação do veículo.

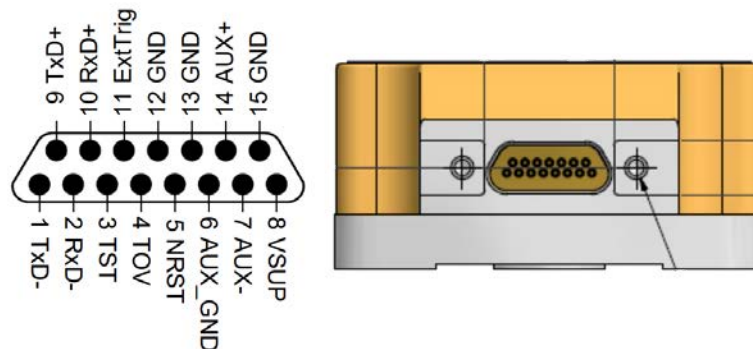


Figura 4.38: Pinout do sensor STIM300 [40]

Analisando as características técnicas do sensor, verificou-se que os dados são enviados

por comunicação série RS-422 através de um conector micro-D de 15 posições. Dada esta particularidade, torna-se necessário converter os dados do IMU, possibilitando a sua utilização por parte do *autopilot*, figura 4.38.

Com tal, foi utilizado o *transceiver full-duplex* MAX3490AE, permitindo converter este tipo de comunicação em comunicação série TTL de 3.3 V, com taxas de transferência até 20 Mbps [61]. Além do conversor, foi utilizado um conector micro-D de PCB de maneira a encaixar o STIM300 na placa de interface, figura 4.39.

Na figura 4.39 encontra-se representado o esquema elétrico utilizado.

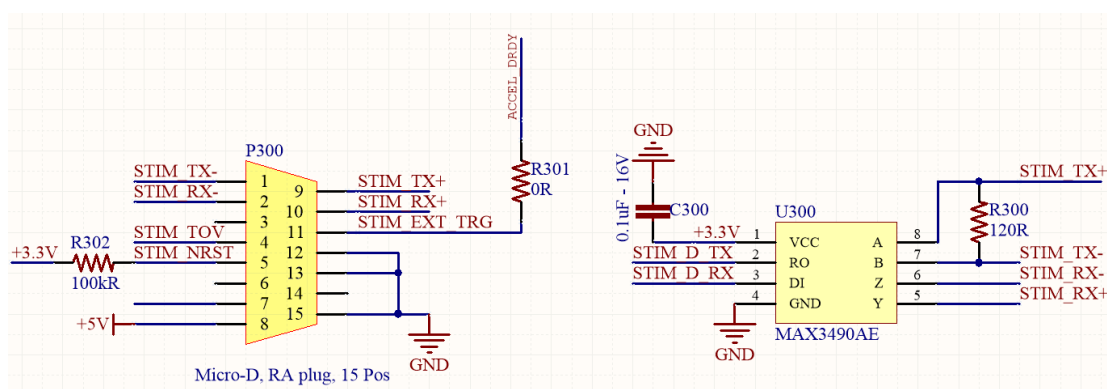


Figura 4.39: Esquema de ligações para o STIM300,

Assim como o STIM300, o controlo dos motores do gimbal é realizado através de uma comunicação série diferencial, em RS-485. Esta difere da anterior pelo facto de utilizar o mesmo par diferencial para transferência de dados nos dois sentidos, *half-duplex*.

À semelhança da solução anterior, utilizou-se o integrado MAX13488E, que permite um controlo de direção automática e um *baud-rate* máximo de 16 Mbps, facilitando o processo receção e transmissão de dados [62]. Note-se que, este integrado apenas permite conversões para níveis de 5 V, sendo necessário a utilização de um conversor de tensão como o TXS0108ERG [63], figura 4.40.

Com as portas séries todas ocupadas, a solução passou por usufruir das comunicações I2C ou SPI existentes no *autopilot*. Para isso, foi utilizado o integrado SC16IS760, que através de uma FIFO, armazena os dados da UART, sendo estes acedidos e enviados através de registos, funcionando assim como uma interface entre a comunicação série e SPI/I2C [64]. Este modo de funcionamento é bi-direcional e permite comunicações até 5 Mbps, figura 4.40.

No sentido de realizar testes de validação aos diversos sistemas existentes na placa

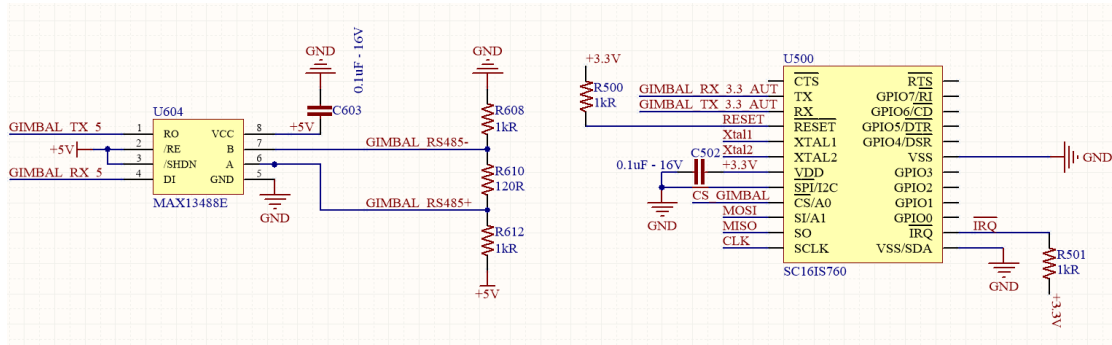


Figura 4.40: Esquema elétrico para o conversor RS-485 MAX13488E e SC16IS760 utilizados para o Gimbal

de interfaces, foi utilizado o integrado FT4232HL que, através de uma comunicação USB, permite interagir com quatro portas série TTL [65]: o NSH, GIMBAL, STIM300 e MAVLink2, como consta na figura 3.9.

Através destas ligações, é possível avaliar o funcionamento do *autopilot* (NSH), do STIM300, do gimbal e ainda da transferência de dados entre o *autopilot* e a unidade computacional (MAVLink2).

Ao contrário dos protocolos RS-422 e RS-485, em que é possível o envio de informação para múltiplos dispositivos simultaneamente, num mesmo barramento, no caso do protocolo UART, o envio de informação para mais que um destino pode requerer o uso de duplicadores de sinal, que funcionarão como adaptadores de impedâncias entre as várias linhas de comunicação. Desta forma, foi utilizado o buffer de sinais de *clock* de duas saídas 74FCT38072S [66]. Relativamente às linhas de TX dos dispositivos, para que não fosse necessário um controlo de fluxo na transmissão dos dados, foi utilizado um seletor de duas posições, permitindo alternar entre modo normal ou validação, figura 4.42.

Por fim, as ligações foram organizadas em três conetores, um para cada módulo, como ilustra a tabela 4.4.

Com o esquema elétrico elaborado, procedeu-se ao desenho da placa de circuito impresso.

O primeiro aspeto a ter em conta é o posicionamento dos conetores que interligam a nova placa com o *autopilot*, o STIM300 e ainda o módulo de rádio, de maneira poderem encaixar perfeitamente.

Além disto, ao tratar-se de uma placa constituída por uma vasta linha de comunicações diferenciais, e de maneira a reduzir as interferências nas mesmas, foi desenvol-

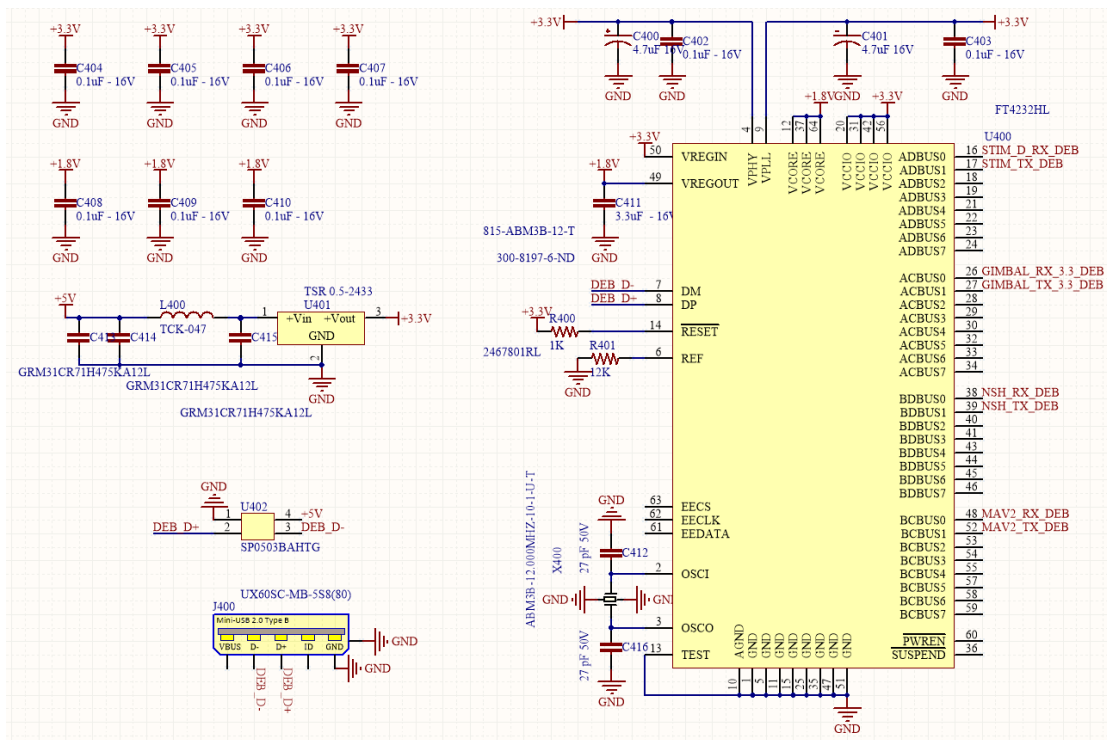


Figura 4.41: Esquema de ligações da interface de 4 portas séries

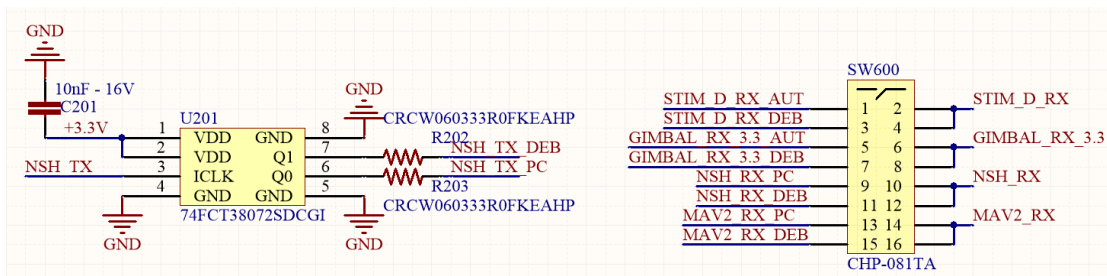


Figura 4.42: Esquema elétrico do 74FCT38072S para o NSH e respetivo seletor

vida uma PCB composta pelas seguintes camadas: *top*, *gnd*, *isolated*, *gnd*, *vcc* e *bottom* respetivamente. Desta forma, ao utilizar a camada *isolated* para as comunicações e sinais mais importantes, permite reduzir o risco de *cross-talking* entre pares diferenciais e as interferências eletromagnéticas, uma vez que esta camada está envolvida por duas de massa.

Tendo em conta todas as características anteriormente referidas, foi elaborada a PCB

Tabela 4.4: Ligações da placa de interface do *autopilot*

Sistemas	Interface	Linhas	Protocolo	Descrição
Placa de distribuição de energia (pente)	BMS	5	SPI	Monitorização de Baterias
	Motores	8	PWM	Sinais dos motores
	Auxiliares	6	PWM	Motores auxiliares
	Alimentação	5	POWER	Alimentação 5 V
PC (ficha para painel)	PPS_board	2	RS-485	Sinal Sincronismo relógio
	STIM_TOV	2	RS-485	Sinal Sincronismo STIM
	NMEA_board (TX)	2	RS-485	Envio dados GNSS
	Correções	2	RS-485	Correções GNSS do PC
	GIMBAL	2	RS-485	Dados Gimbal
	NSH	4	RS-422	Shell debug NuttX
	MAVLink2	4	R-S422	Dados Autopilot
	STIM (TX)	2	RS-422	Dados enviados pelo STIM
NMEA_2	4	RS-422	Dados para GNSS auxiliar	
GNSS (ficha PCB)	PPS_Aut	1	GPIO	Sinal Sincronismo relógio (autopilot)
	PPS_board	1	GPIO	Sinal Sincronismo relógio (pc)
	NMEA_aut	2	UART	Dados GNSS (autopilot)
	NMEA_board (TX)	1	UART	Dados GNSS (pc)
	NMEA_2	2	UART	Dados para GNSS auxiliar
	Correções	2	UART	Correções GNSS do PC
	Magnetómetro	2	I2C	Magnetómetro externo
	Controlo Correções	1	GPIO	Pino controlo das correções
	Alimentação	4	Power	Alimentação 5 V

que se encontra representada nas figuras 4.43, 4.44, 4.45 e 4.46, com dimensões de 78 x 100 mm.

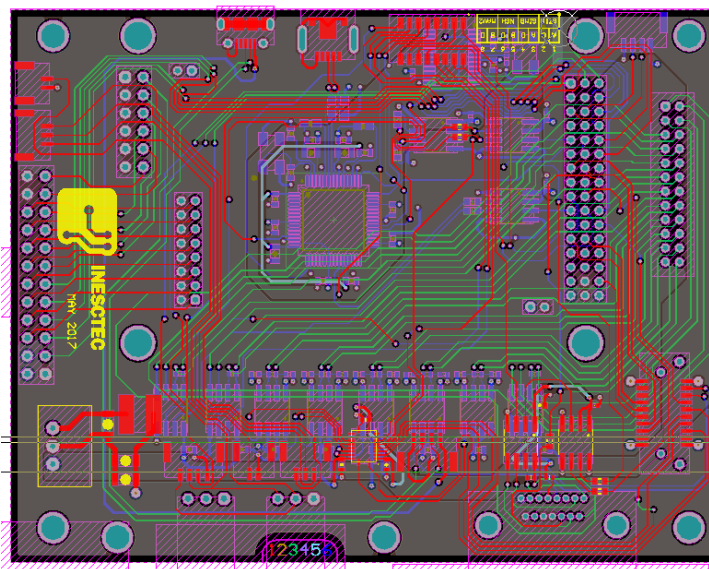


Figura 4.43: Ligações internas da placa de interface, com a *top layer* a vermelho, *bottom* a azul, *isolated* a verde e power a azul claro

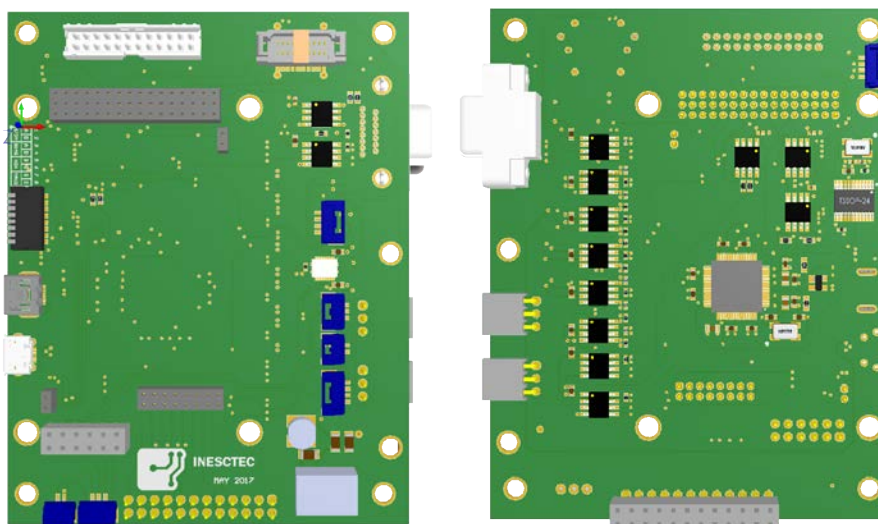


Figura 4.44: Perspetiva superior e inferior do modelo 3D da placa de interfaces

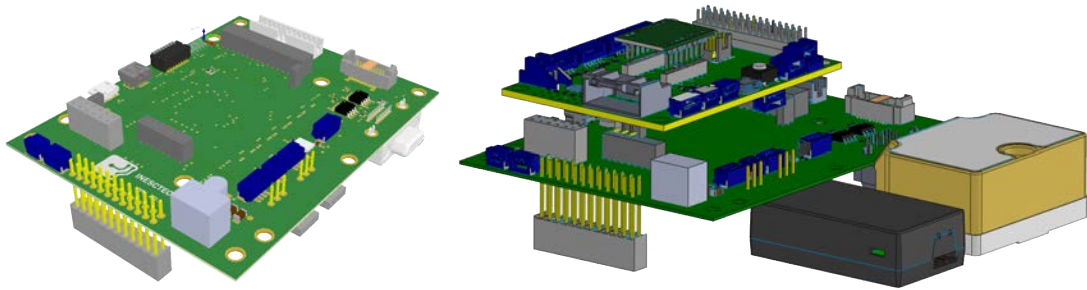


Figura 4.45: Modelo 3D do sistema completo com *autopilot*, STM300 e módulo de rádio encaixados

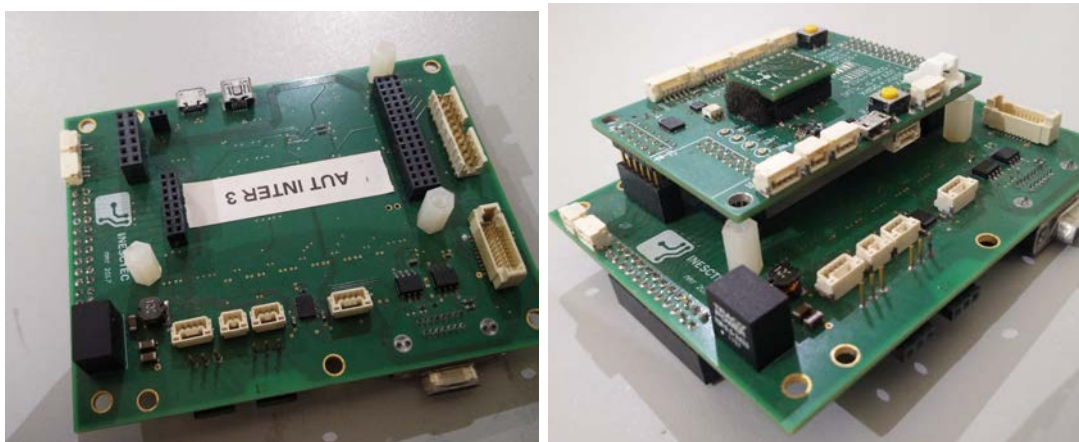


Figura 4.46: Fotografias reais da placa de interfaces e respetivo sistema de encaixe com o *autopilot*

## 4.9 Placa Alimentação Autopilot

De modo a integrar o sistema descrito na secção anterior, optou-se por desenvolver uma placa de interligação entre a PCB de interfaces e a de distribuição de energia.

Para além desta ser responsável pela conversão dos níveis de tensão entre as baterias a camada do *autopilot*, permite ainda isolar todos os sinais e comunicações entre as duas PCB.

Desta forma, foram utilizados os integrados ADUM160N0BRZ e ADUM120N0BRZ para os sinais de PWM dos motores principais e auxiliares, servindo como isoladores digitais unidireccionais de seis e dois canais, respetivamente [67].

Relativamente à comunicação SPI, necessária para o sistema de monitorização das baterias, a solução consistiu na utilização do ADUM152N1BRZ, pelo facto de possuir dois canais na direção oposta para as linhas MISO e DataReady [68], figura 4.47.

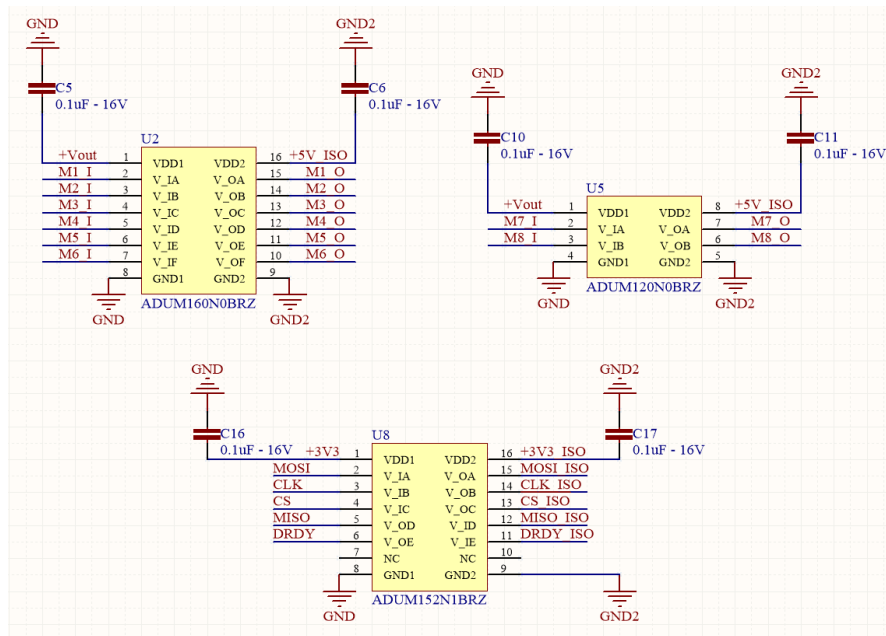


Figura 4.47: Esquema elétrico utilizado para os integrados ADUM160N0BRZ, ADUM120N0BRZ e ADUM152N1BRZ

No que diz respeito às alimentações, foram usados DC/DC isolados de 5 e de 3.3 V, permitindo alimentar não só o sistema do *autopilot*, como a eletrónica presente nesta placa.

Quanto ao *design*, este teve em conta o posicionamento da placa de interfaces, de

forma a ser elaborado um sistema de ligação por encaixe ou por cabos entre as duas PCB.

No sentido de interligar os sinais de saída dos isoladores digitais à placa de distribuição de energia, optou-se por usar as fichas MPSC-01-16-01-7.70-03-L-V, pelo facto de serem conetores *board-to-board* com polarização, e de apresentarem um sistema misto de pinos, isto é, pinos mais robustos para as linhas de alimentação e outros mais finos para sinais/comunicações [69].

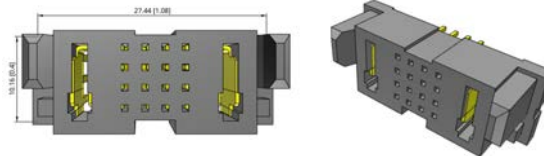


Figura 4.48: Conetor MPSC da Samtec [69]

Com isto, foi desenvolvida uma placa composta por 4 camadas, duas intermédias para as alimentações e para massa, e duas para ligações, de dimensões de 145 x 35 mm, figuras 4.49, 4.50, 4.51, 4.52 e 4.53.

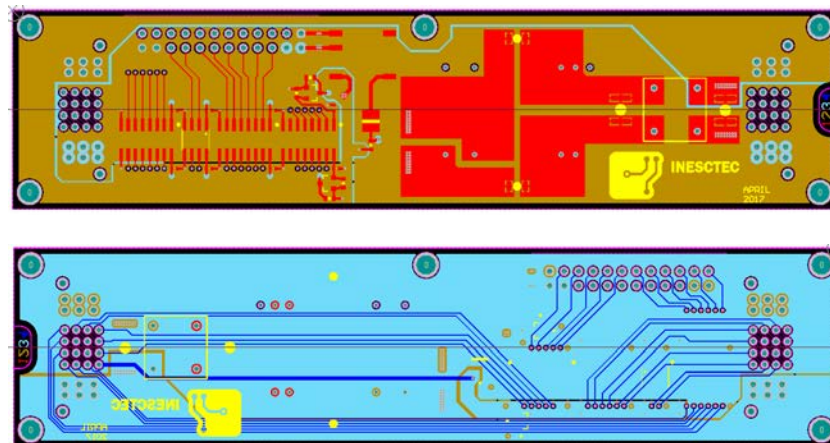


Figura 4.49: Ligações da placa de alimentação do *autopilot*



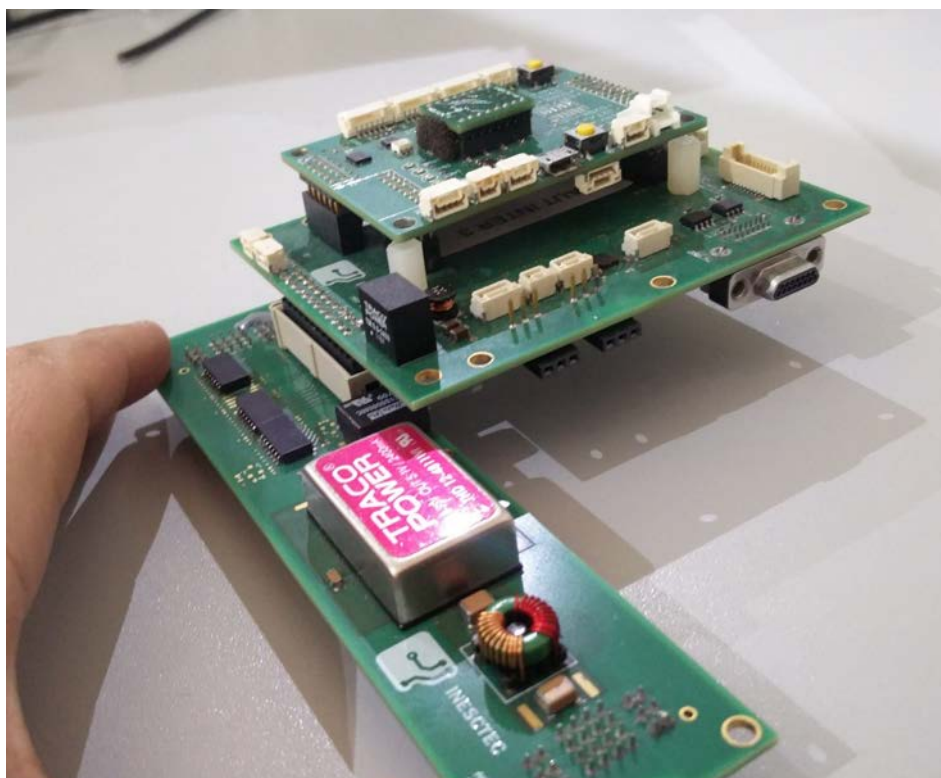


Figura 4.53: Fotografia real do sistema de encaixe entre a placa de alimentação e a placa de interface do *autopilot*

## 4.10 Placa GNSS

Relativamente à placa de integração do sistema de navegação por satélite, apesar do capítulo Projeto fazer referência ao módulo UB482, optou-se por, numa fase inicial, desenvolver uma placa capaz de usufruir do mesmo sistema que o veículo de inspeção V2.

Este era composto pelo módulo K501G, que à exceção da estimação do *heading* apresenta características semelhantes às do UB482, pelo módulo de rádio U30, usado para as correções de posição, por um magnetómetro externo e por uma interface de validação.

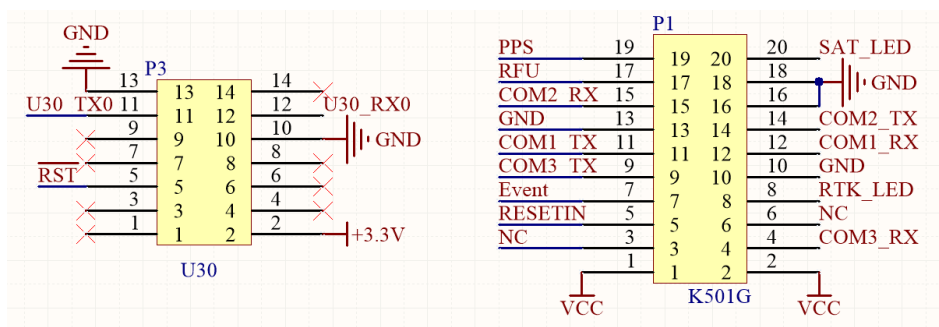


Figura 4.54: Pinout simplificado do módulo U30, à esquerda, e K501G à direita [70]

Tendo por base as características do K501G e as ligações da placa de interfaces, tabela 4.4, verifica-se a existência de 3 portas séries configuráveis, possibilitando assim a sua utilização por parte do *autopilot*, sistema computacional e correções.

Além do U30, as correções podem ser enviadas a partir da interface de validação ou ainda pela unidade computacional. Assim, foi implementado um seletor digital na linha de RX do K501G, o TS5A3359 [71], permitindo desabilitar ou alternar os dados entre *debug*, pc e U30.

Da mesma forma que na placa de interfaces, utilizou-se os componentes 74FCT38072S [66] e 553MILF [72] como *buffers* para duplicar/quadruplicar os sinais e comunicações necessárias em múltiplos dispositivos.

Já para a interface de validação, utilizou-se o componente FT2232HL, servindo de ponte entre duas portas série e o USB.

Em termos de *design*, esta foi desenvolvida em 4 camadas, dispostas como a placa anterior, contando com uma interface de encaixe para o módulo K501G, U30, magnetómetro e ainda para o módulo do *autopilot*.

Para esta última, foram utilizados os conectores *board-to-board* da SAMTEC que,

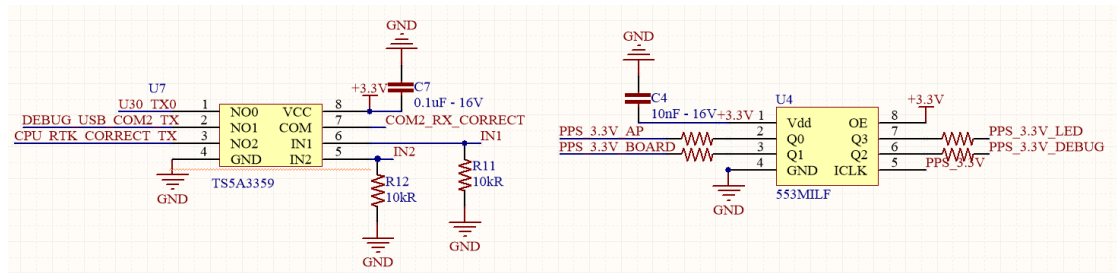


Figura 4.55: Esquema elétrico utilizado para os integrados TS5A3359 e 553MILF

através de uma pequena placa colocada na zona superior da caixa do *autopilot*, serviam de ligação para placa de interfaces.

Nas figuras que se seguem, são ilustradas todas as placas constituintes do sistema de *autopilot*, IMU e GNSS, onde se pode verificar os sistemas de encaixe entre elas.

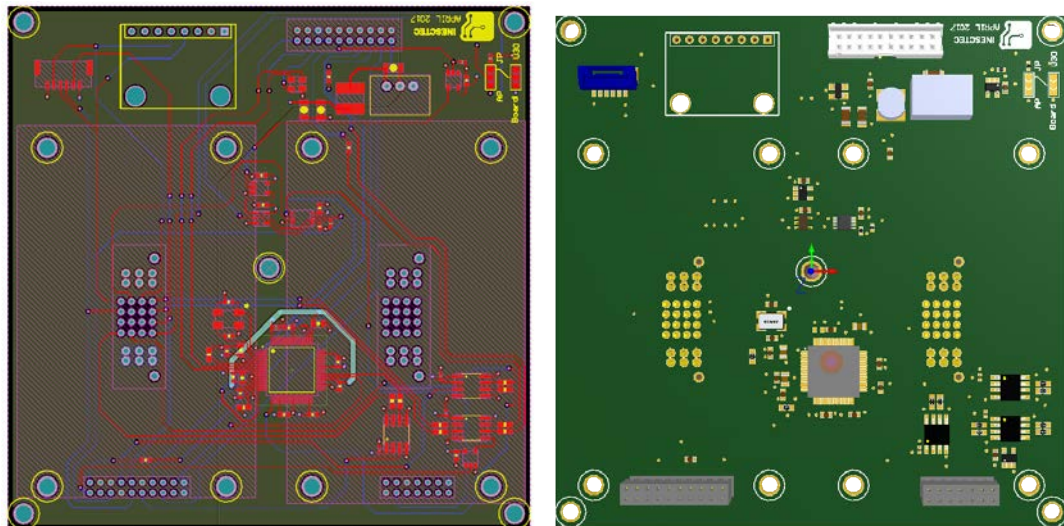


Figura 4.56: Ligações da placa de GNSS, à esquerda, e respetivo modelo 3D, à direita

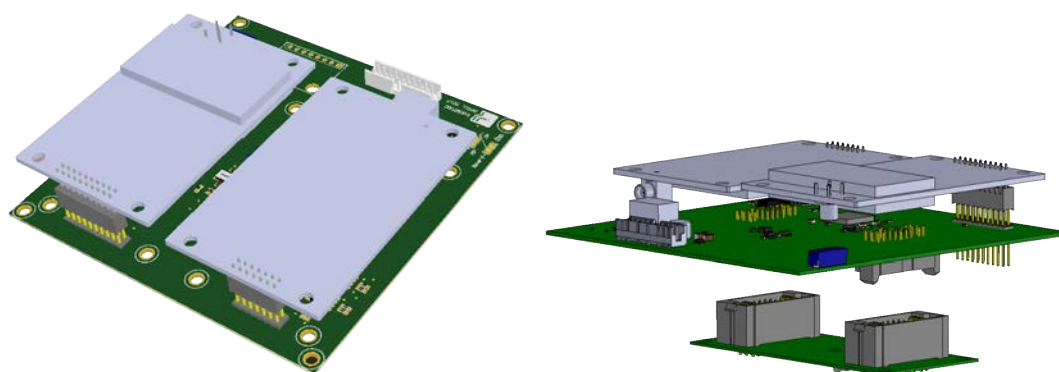


Figura 4.57: Modelo 3D da placas de GNSS e sistema de encaixe



Figura 4.58: Placa de GNSS integrada com os módulos K501G, U30 e magnetômetro

## 4.11 Distribuição de energia

A placa de distribuição de energia, além de ser responsável pela distribuição de energia das baterias por todo veículo, é também responsável pela distribuição dos sinais PWM para cada um dos motores, e ainda monitorizar a carga das baterias, através de uma

análise de corrente e tensão das células.

Para efetuar a análise da corrente, foram utilizados dois sensores de efeito de Hall com saída analógica, o ACS770LCB-050U e o ACS758ECB-200U, com capacidade de medição de 50 e 200 A, respetivamente [73, 74]. Desta forma, é possível obter medições mais precisas para valores de corrente mais baixos.

Relativamente ao circuito de medição da tensão das células, decidiu-se colocar o integrado LTC6803HG, uma vez que se tratava de um ADC diferencial de doze entradas [75]. Além disto, este conta ainda com duas entradas analógicas para sensores de temperatura e uma interface SPI, figura 4.59.

Tirando partido das entradas extra, estas foram utilizadas para os *outputs* dos sensores de corrente.

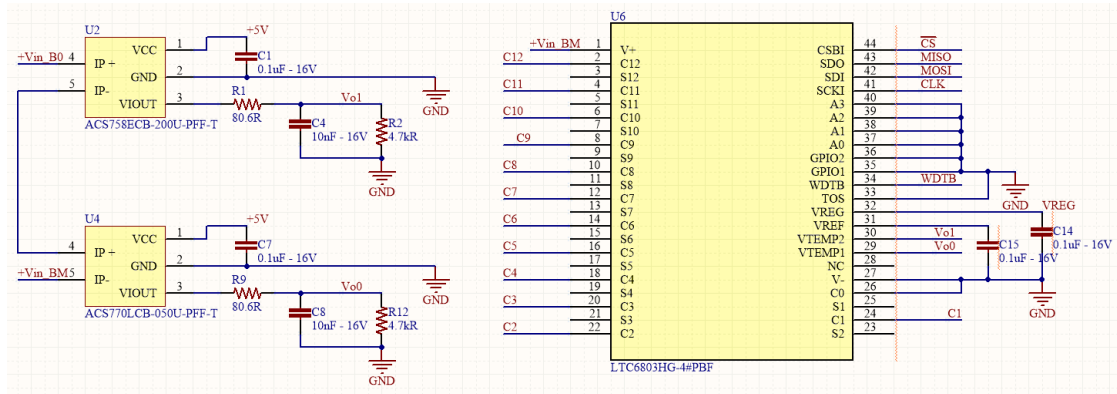


Figura 4.59: Circuito elétrico para monitorização da corrente e tensão das células

Note-se que, o processo de monitorização das baterias é realizado na placa do *autopilot* através da comunicação SPI. Além disto, apenas foram consideradas duas baterias em série para o sistema de monitorização.

Os principais aspetos de *design* desta placa foram os dimensionamentos das linhas de alimentação para os motores e os respetivos conetores. Como tal, foi desenvolvida uma placa de 4 camadas mais grossas, sendo duas delas exclusivamente para os planos de alimentação, figuras 4.60, 4.61 e 4.62.

Além disto, como pode verificar-se na figura 4.60, as ligações foram reforçadas com pistas expostas na *bottom layer*, permitindo soldar chapas de cobre e, conseqüentemente, aumentar a sua capacidade de condução.

Para ligar os motores e as baterias à placa, foram utilizados os terminais M3, com a referência 7461094, e M6, com a referência 7461098, respetivamente.

Por fim, foram utilizados os conectores *mate board-to-board* da Samtec, de maneira a interligar o sistema do *autopilot*, e dispostas três saídas de alimentação, para o sistema computacional, gimbal, entre outros que possam surgir.

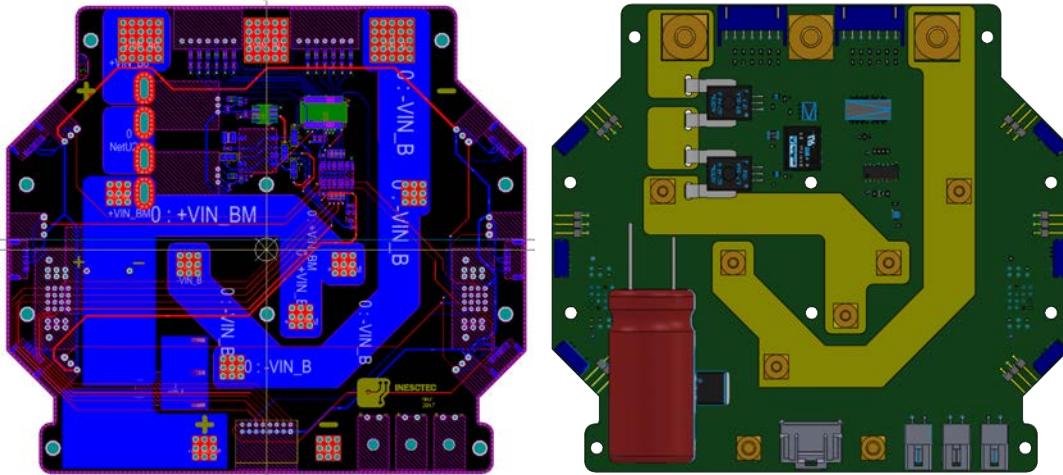


Figura 4.60: Circuito elétrico para monitorização da corrente e tensão das células, à esquerda, e vista inferior da placa de distribuição de energia, à direita

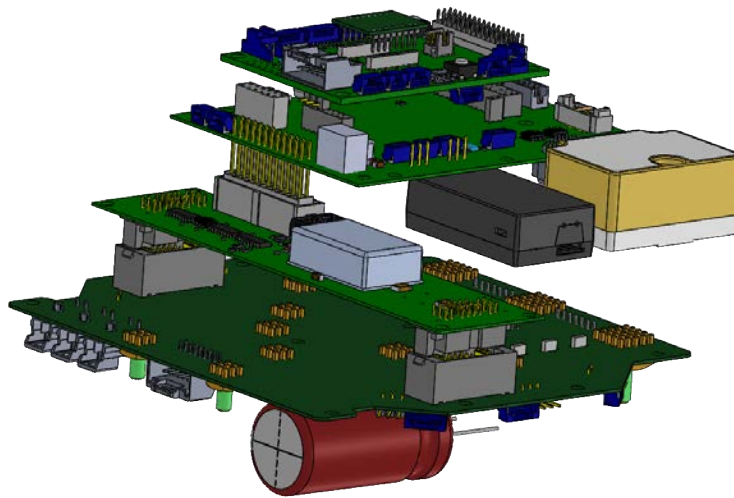


Figura 4.61: Modelo 3D do sistema de encaixe da placa de distribuição com o sistema de *autopilot*

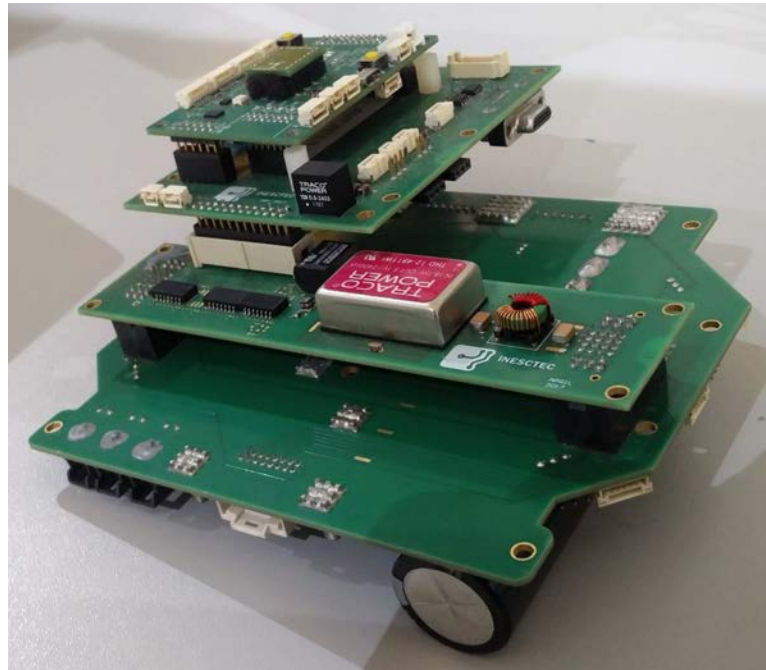


Figura 4.62: Sistema de encaixe da placa de distribuição com o sistema de *autopilot*

## 4.12 Placa interface CPU

De modo a possibilitar a integração da unidade computacional, foi desenvolvida um placa de circuito impresso compacta, responsável por interligar todos os sistemas e sensores presentes no veículo ao computador de bordo, através de um sistema de encaixe.

Começando pela interação com o sistema de *autopilot*, visto que todas as ligações são efetuadas por meio de comunicações RS-485 e RS-422, tabela 4.4, torna-se necessário converte-las novamente para níveis TTL, de maneira a serem integradas no módulo EMP2-X801.

Desta forma, o primeiro passo consistiu em utilizar os mesmos *transceivers* que a placa de interface do *autopilot*, o MAX3490AE e o MAX13488E, para todas as ligações existentes entre os dois sistemas.

No que diz respeito à interação com as câmaras, esta é realizada através de duas interfaces distintas. Para as câmaras termográfica e Genie Nano, esta é feita por *Ethernet* Gigabit através de conetores de painel ligados à placa de interface do CPU. Em relação à câmara da Sony, tal não é possível, sendo esta feita por Wi-Fi através de um adaptador USB ligado ao computador.



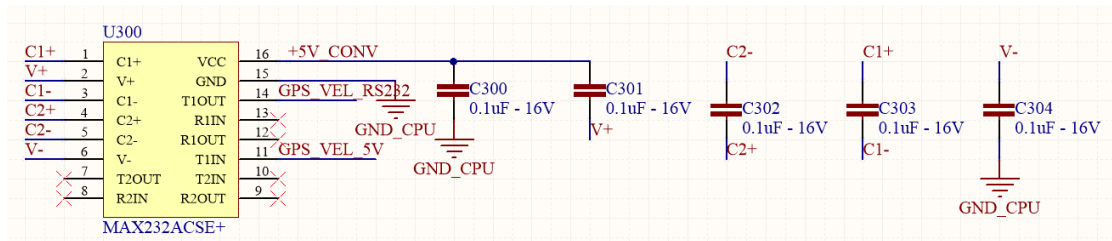


Figura 4.64: Circuito elétrico utilizado para converter os dados do GNSS para o sensor VLP-16

onamento das fichas da unidade computacional, de modo a desenvolver um sistema de encaixe com a maioria das interfaces do computador e com o módulo de 8 portas série.

Para as ligações com o *autopilot*, câmaras e periféricos foram utilizados dois tipos de conectores: uns individuais da família 98414-F06 (Amphenol FCI), para cada tipo de sistema, e dois da família TFM (Samtec) com 50 contactos, para integração futura de um módulo com conectores de painel.

Tal como a placa de interface do *autopilot*, esta foi desenvolvida com 6 camadas, sendo a primeira para as alimentações, seguida de uma camada de massa, duas para sinais e comunicações mais importantes, e por fim outra de ligações, obtendo-se assim uma placa com 80 x 95 mm, figuras 4.65, 4.66 e 4.67.

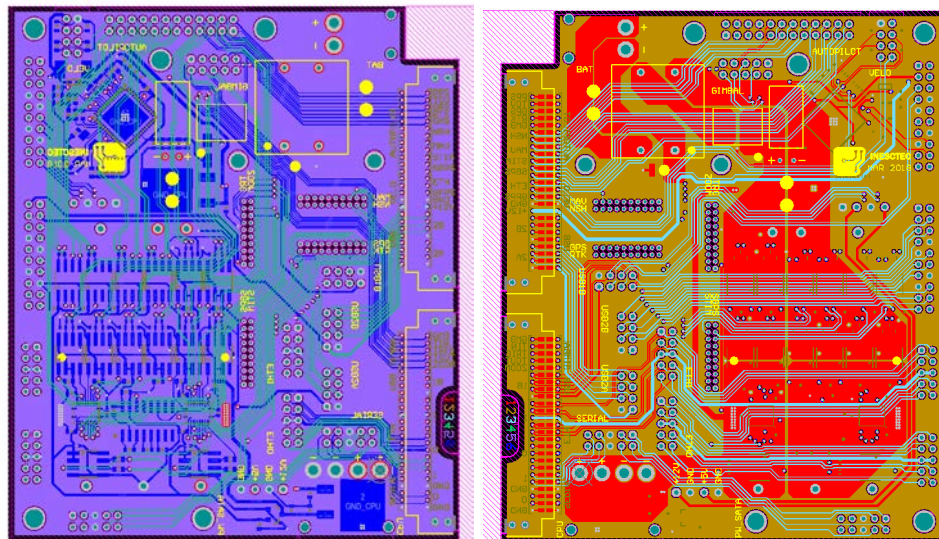


Figura 4.65: Esquema de ligações da placa de interface do CPU

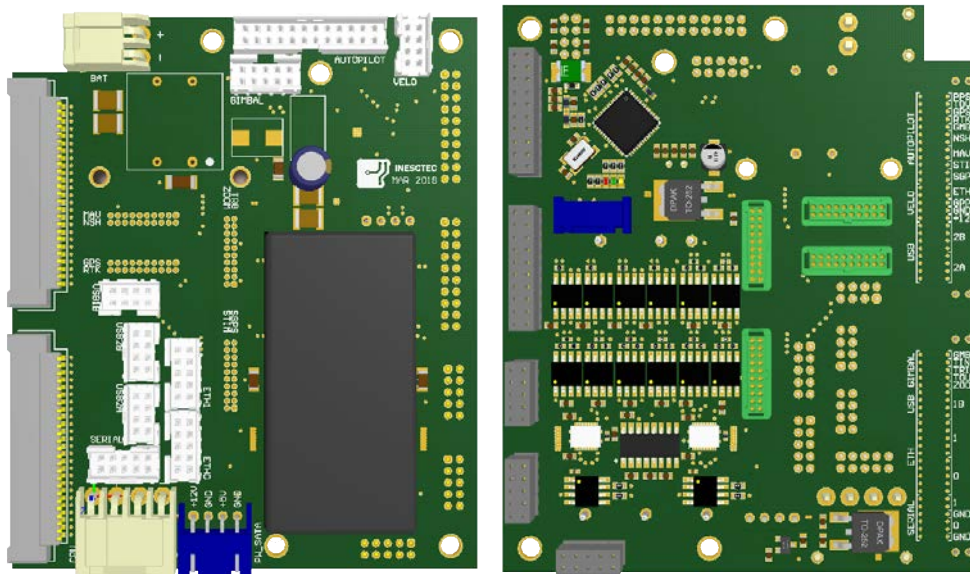


Figura 4.66: Modelo 3D da placa de interface do CPU

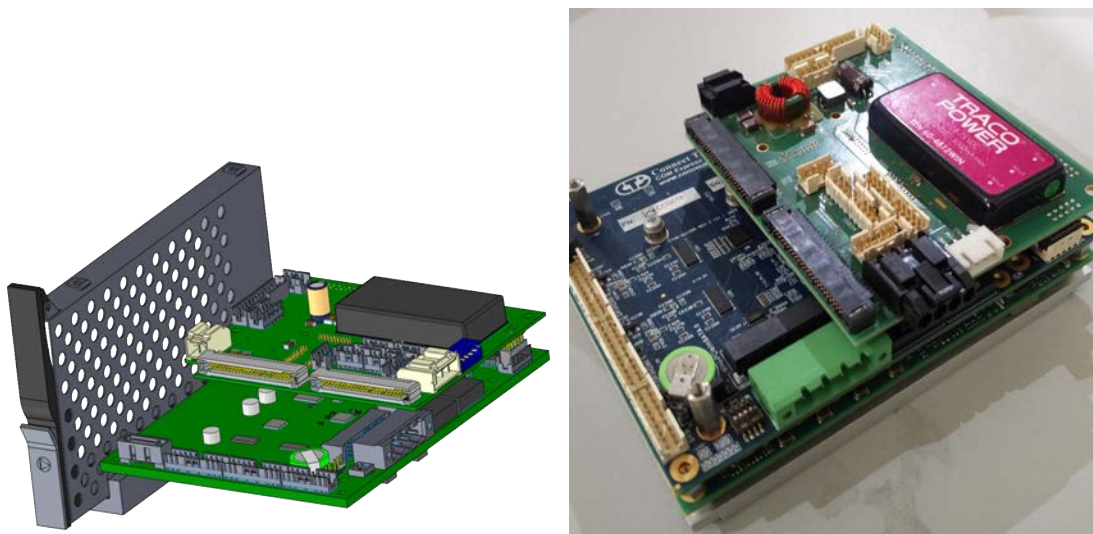


Figura 4.67: Representação do sistema do CPU e *dock* para o SSD, à esquerda, e fotografia real do sistema de encaixe com o computador, à direita

### 4.13 PCB extra

Foram ainda desenvolvidas mais duas placas de circuito impresso para complementar o veículo.

A primeira consiste na placa de *trigger*, e é responsável por sincronizar os disparos das câmaras termográfica e visíveis. Para isso, esta é composta por um microcontrolador ARM que, através de uma interface porta série com a unidade computacional, controla os tempos de disparos das câmaras.

Além desta funcionalidade, esta também pode ser integrada para o controlo do sistema de dispersão.

Por último, foi desenvolvida uma placa composta por 4 DC/DC, podendo ser ligados dois a dois em paralelo, utilizada para alimentar periféricos que possam vir a ser integrados no veículo, figura 4.68.

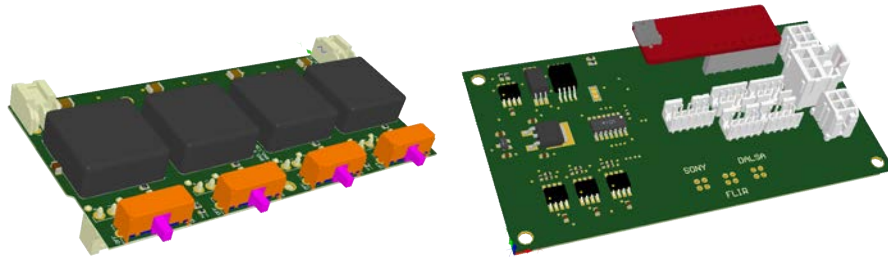


Figura 4.68: Modelos 3D das placas de DC/DC, à esquerda, e de *trigger*, à direita

Note-se, que todas as placas até agora apresentadas, foram sujeitas a um processo de validação. Através do desenvolvimento de placas com circuitos mais simples, foi possível analisar e testar individualmente as funcionalidades dos principais componentes, figura 4.69.

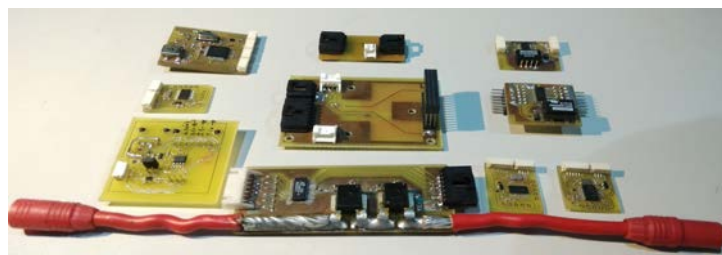


Figura 4.69: Placas de teste desenvolvidas ao longo do projeto

## 4.14 Montagem

Uma vez terminado o desenvolvimento e validação de todos os constituintes da plataforma aérea, desde *desing* e sistemas eletrónicos, iniciou-se o processo de montagem do *multirotor*, de forma a prosseguir-se com a realização dos testes de voo.

De modo a não comprometer os módulos de perceção e controlo autónomo, optou-se por realizar os testes de calibração apenas com o sistema de *autopilot*, aliado a um módulo de GNSS mais convencional, o Ublox NEO-M8T com o magnetómetro LIS3MDL.

Após a montagem da estrutura, começou-se por montar a placa de distribuição de *energia* e realizar todas as ligações entre esta e os cabos para as baterias e motores.

Esta placa é colocada entre as duas placas de fibra de carbono da estrutura, sendo fixada à placa superior através de parafusos.

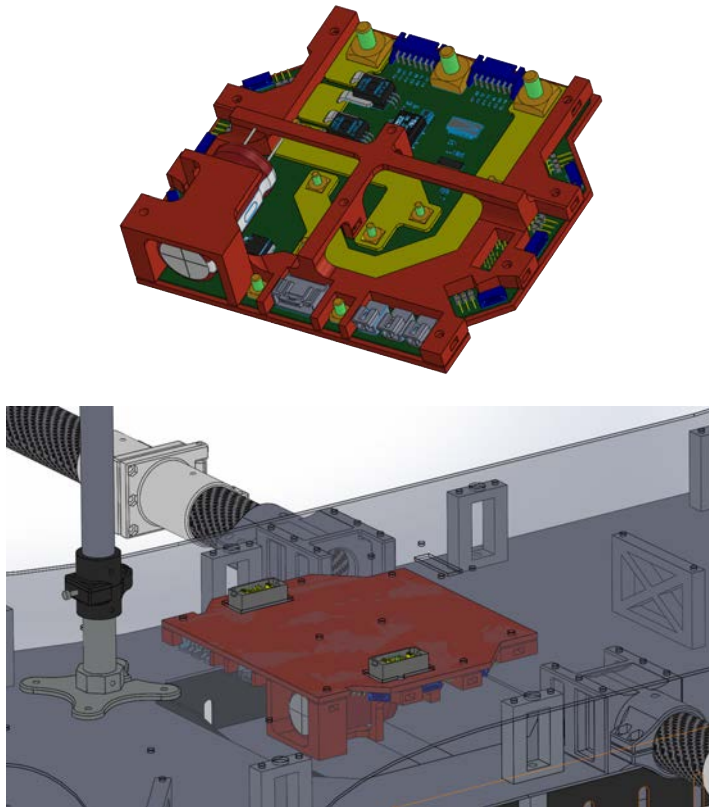


Figura 4.70: Modelos 3D da colocação da placa de distribuição de *energia*

Note-se que, o facto da fibra de carbono ser condutora elétrica, fez com que fossem desenvolvidas duas peças em Polylactic Acid (PLA) complementares para a afixação da

placa, figura 4.70.

Colocada a placa de distribuição, procedeu-se à montagem do sistema de *autopilot*. Inicialmente, foi desenvolvido um elemento em PLA que permitia o encaixe deste sistema com a placa de distribuição, através de uma fixação também ela com parafusos.

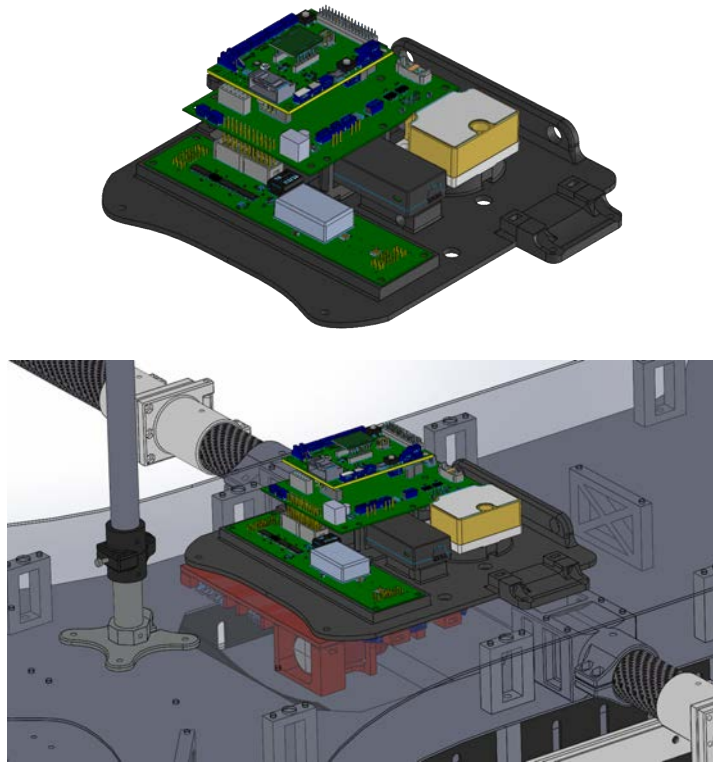


Figura 4.71: Modelos 3D da colocação do sistema de *autopilot* por encaixe

Após alguns testes de voo, aliado à experiência adquirida com outras plataformas aéreas, este método de fixação foi substituído por um suspenso, através de elementos de borracha, para reduzir e isolar as vibrações da estrutura sentidas pelo sistema inercial.

Assim, em vez da placa de alimentação do *autopilot* estar interligada à placa de interfaces por encaixe, esta estaria ligada através de cabos, ficando apenas a placa de alimentação encaixada com a placa de distribuição, como mostram as figuras 4.72 e 4.74.

Relativamente ao sistema de GNSS, como foi referido na secção das Antenas, este foi colocado sobre uma haste com 40 cm de altura. Apesar deste comprimento garantir que as medições do magnetómetro não são afetadas pela campo magnético dos motores, torna-se necessário a realização de testes para determinar a distância mínima para o posicionamento do mesmo.

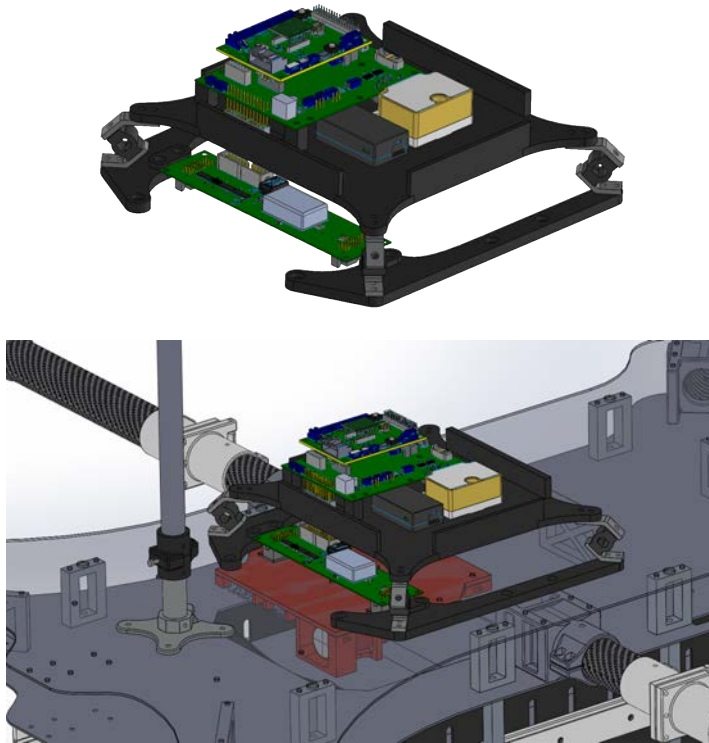


Figura 4.72: Modelos 3D do sistema anti-vibração utilizado para colocar o sistema de *autopilot*

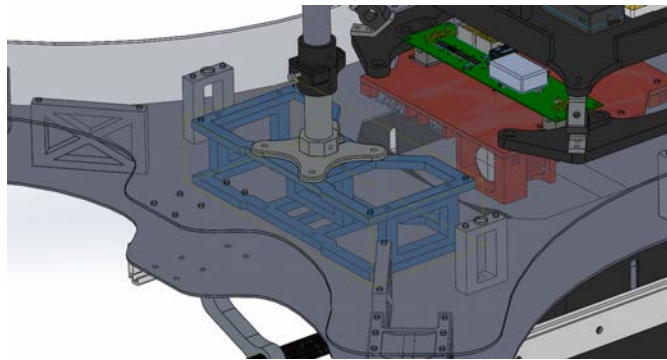


Figura 4.73: Suporte para a antena do GNSS, a azul

Além disto, foi desenvolvido um elemento de suporte para a antena, uma vez ser a zona da estrutura mais flexível, que aliada ao comprimento da antena, faz com que existam vibrações a nível do GNSS, e por consequência no *autopilot*, figura 4.73.

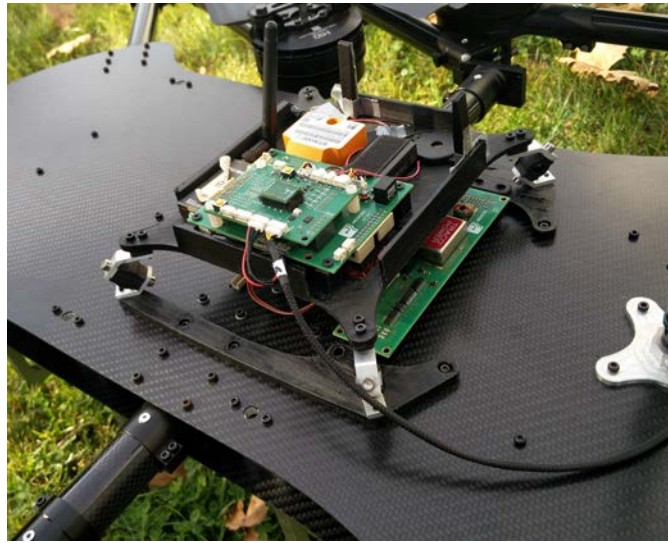


Figura 4.74: Fotografia real sistema de *damping* desenvolvido

Concluída a montagem, nas figuras 4.75, 4.76 e 4.77 são apresentados os resultados finais da plataforma desenvolvida.



Figura 4.75: Modelos 3D do *multirotor* montado



Figura 4.76: Fotografias reais do veículo com os braços abertos



Figura 4.77: Fotografias reais do veículo com os braços fechados

## 4.15 Integração do STIM300

De maneira a proceder-se com a implementação do novo sensor no *autopilot*, começou por se fazer uma análise da arquitetura do *software* presente no PX4.

Esta encontra-se organizada em 4 camadas: *Storage*, responsável por armazenar todos os dados e parâmetros do veículo, a camada *Drivers*, servindo como uma ponte de ligação entre os sensores/periféricos e a unidade de processamento do *autopilot*, *External Connectivity*, que tal como o nome indica, é utilizada para transmitir as informações do *autopilot* para aplicações externas, como é o caso do MAVROS, e por fim a camada *Flight Control*, que inclui os algoritmos de controlo navegação e orientação [78].

Além disto, o sistema tira partido de uma Application Programming Interface (API) de mensagens assíncronas, de forma a partilhar todas as informações entre as várias

camadas de *software* [79].

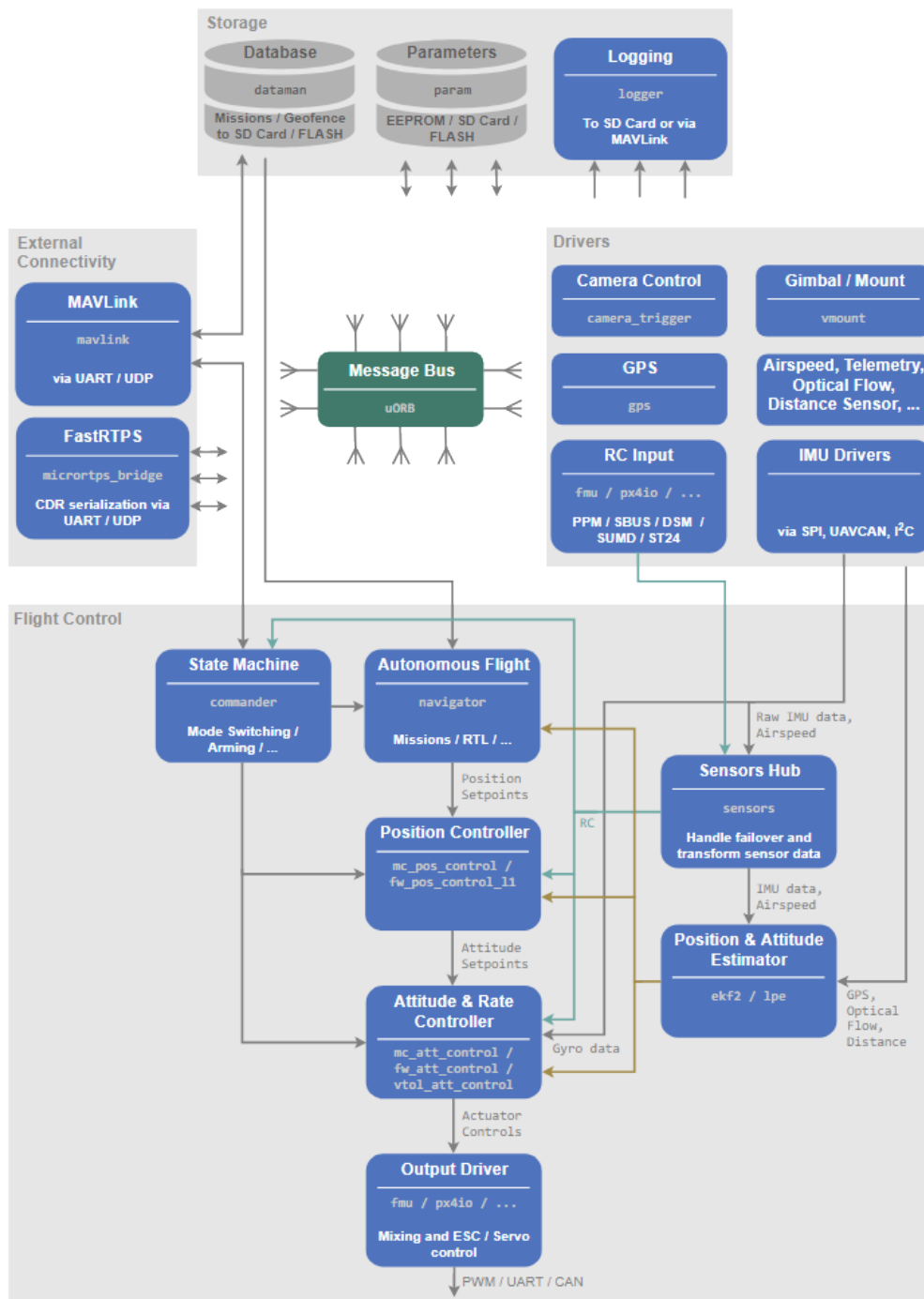


Figura 4.78: Arquitetura de software do projeto do PX4 [78]

Como tal, estas mensagens encontram-se organizadas por tópicos, e podem ser acedidas/adicionadas através da subscrição/publicação de dados em cada tópico, ou seja, sempre que uma aplicação necessitar dos dados de um determinado periférico, terá que se subscrever ao tópico correspondente, criando uma ligação entre a aplicação e o periférico.

No caso de necessitarem de partilhar os dados com os restantes elementos, esta terá que publicar a informação num tópico, de forma que as restantes consigam aceder ao seu conteúdo através de subscrições. Desta forma, a informação do sistema fica centralizada, podendo ser acedida por qualquer aplicação.

De modo a possibilitar a integração do IMU, torna-se necessário adicionar novos blocos na camada das *Drivers*. Assim, começou-se por fazer uma análise do funcionamento do STIM300, de maneira a compreender quais as suas configurações e como este organiza a sua trama informação.

Tal como foi referido anteriormente, o STIM300 trata-se de um sensor inercial composto por um giroscópio, acelerómetro e inclinómetro de 3 eixos, sendo os seus dados transmitidos através de uma comunicação série em RS-422. Além das configurações da taxa de amostragens, filtro passa-baixo, *bit-rate* da porta série, entre outras, este permite ainda configurar as unidades do *output* dos sensores e o tipo trama de dados enviada, podendo ser organizada como apresentado na figura 4.5.

Tabela 4.5: Tabela de tramas possíveis do STIM300 [40]

Datagram content	Number of transmitted bytes <sup>Note 1</sup>	374400 bits/s <sup>Note 2</sup>	460800 bits/s <sup>Note 2</sup>	921600 bits/s <sup>Note 2</sup>	1843200 bits/s <sup>Note 2</sup>
Rate	20	1000	1000	2000	2000
Rate and acceleration	30	500	1000	2000	2000
Rate and inclination	30	500	1000	2000	2000
Rate, acceleration and inclination	40	500	500	1000	2000
Rate and temperature	27	1000	1000	2000	2000
Rate, acceleration and temperature	44	500	500	1000	2000
Rate, inclination and temperature	44	500	500	1000	2000
Rate, acceleration, inclination and temperature	61	250	500	1000	2000
Rate and AUX	24	1000	1000	2000	2000
Rate, acceleration and AUX	34	500	1000	2000	2000
Rate, inclination and AUX	34	500	1000	2000	2000
Rate, acceleration, inclination and AUX	44	500	500	1000	2000
Rate, temperature and AUX	31	500	1000	2000	2000
Rate, acceleration, temperature and AUX	48	500	500	1000	2000
Rate, inclination, temperature and AUX	48	500	500	1000	2000
Rate, acceleration, inclination, temperature and AUX	65	250	500	1000	2000

Note-se que todas as configurações são realizadas apenas quando o sensor está no estado *SERVICEMODE*, e são realizadas através de um conjunto de comandos via comunicação série.

Uma vez serem apenas necessário os dados referentes ao acelerómetro e giroscópio, optou-se por utilizar a trama *rate and acceleration*, com o ID 0x91, estando esta organizada em 30 bytes, como mostrado na tabela 4.6.

Tabela 4.6: Constituição da trama recebida [40]

Campo	Tamanho (bytes)	Descrição
ID	1	ID da trama (0x91)
GYRO_X	3	Medida do giroscópio em X
GYRO_Y	3	Medida do giroscópio em Y
GYRO_Z	3	Medida do giroscópio em Z
GYRO_STATUS	1	Estado do giroscópio (0x00 - bom)
ACCEL_X	3	Medida do acelerómetro em X
ACCEL_Y	3	Medida do acelerómetro em Y
ACCEL_Z	3	Medida do acelerómetro em Z
ACCEL_STATUS	1	Estado do giroscópio (0x00 - bom)
COUNTER	1	Nº de medidas internas do sensor
LATENCY	2	Latência da medida
CRC	4	<i>Cyclic Redundancy Check</i>
<CR>	1	Terminação da trama (opcional)
<LF>	1	Terminação da trama (opcional)

Outro aspeto a salientar é o facto deste sensor permitir a realização de medições de 3 modos distintos:

- Em *SERVICEMODE*, que através do envio da string 'a\r' gera um pedido de leitura e é retornada uma mensagem formatada em ASCII com os dados;
- Envio de dados através de uma frequência de amostragens configurável, sendo esta a utilizada;
- Envio da trama de dados iniciada por um pedido de uma interrupção por *hardware*.

Após conhecidas todas as configurações do sensor, bem como a organização e tipo de dados presentes na trama pretendida, procedeu-se à implementação da *driver* no *autopilot*. Como tal, tornou-se necessário acrescentar e alterar o conjunto de ficheiros mencionados a seguir:

- *Firmware/src/drivers/sensor\_name*

Neste diretório (criado) deve ser colocado o ficheiro correspondente à *driver* do sensor, bem como a sua *makefile*, para que este seja passível de ser detetado pelo compilador do *firmware*.

Como tal, foi desenvolvida uma nova *driver* de porta série, baseada no funcionamento das *drivers* dos acelerómetros e giroscópios já existentes, figura 4.79.

Inicialmente, são feitas todas as configurações da porta série e é estabelecida uma ligação com o STIM300. Após isso, é enviada a *string* *SERVICEMODE*, permitindo identificar o tipo de sensor ligado e efetuar a respectiva calibração e configuração.

Configurados todos os parâmetros do STIM300, esta entrará num ciclo de leitura, conversão, tratamento e publicação de dados sensoriais à frequência de amostragens configurada.

Uma vez obtidos os dados dos sensores, inicia-se o processo de conversão e tratamento (cálculo de velocidades, ângulos, ajuste do referencial e compensação do *offset*), de forma a que os dados sejam publicados nos tópicos correspondentes, respeitando a estrutura apresentada nas tabelas 4.7 e 4.8.

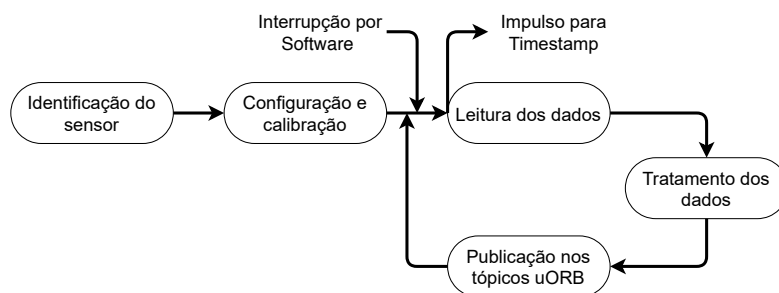
Na figura 4.79, encontra-se representado o funcionamento da *driver* do STIM300.

Tabela 4.7: Estrutura de dados do acelerómetro

Tipo de variável	Nome	Descrição
uint64	timestamp	-
uint64	integral_dt	Tempo de integração
uint64	error_count	-
float32	x	Aceleração no eixo X ( $ms^{-2}$ )
float32	y	Aceleração no eixo Y ( $ms^{-2}$ )
float32	z	Aceleração no eixo Z ( $ms^{-2}$ )
float32	x_integral	Velocidade no eixo X ( $ms^{-2}$ ) durante o tempo de integração
float32	y_integral	Velocidade no eixo Y ( $ms^{-2}$ ) durante o tempo de integração
float32	z_integral	Velocidade no eixo Z ( $ms^{-2}$ ) durante o tempo de integração
float32	temperature	Temperatura ( $^{\circ}C$ )
float32	range_m_s2	Range ( $ms^{-2}$ )
float32	scaling	-
int16	x_raw	Dados lidos do sensor relativos ao eixo X
int16	y_raw	Dados lidos do sensor relativos ao eixo Y
int16	z_raw	Dados lidos do sensor relativos ao eixo Z
int16	temperature_raw	-
uint32	device_id	identificador do sensor

Tabela 4.8: Estrutura de dados do giroscópio

Tipo de variável	Nome	Descrição
uint64	timestamp	-
uint64	integral_dt	Tempo de integração
uint64	error_count	-
float32	x	Velocidade angular no eixo X ( $rads^{-1}$ )
float32	y	Velocidade angular no eixo Y ( $rads^{-1}$ )
float32	z	Velocidade angular no eixo Z ( $rads^{-1}$ )
float32	x_integral	Ângulo no eixo X (rad) durante o tempo de integração
float32	y_integral	Ângulo no eixo Y (rad) durante o tempo de integração
float32	z_integral	Ângulo no eixo Z (rad) durante o tempo de integração
float32	temperature	Temperatura ( $^{\circ}C$ )
float32	range_rad_s	Range ( $rads^{-1}$ )
float32	scaling	-
int16	x_raw	Dados lidos do sensor relativos ao eixo X
int16	y_raw	Dados lidos do sensor relativos ao eixo Y
int16	z_raw	Dados lidos do sensor relativos ao eixo Z
int16	temperature_raw	-
uint32	device_id	identificador do sensor

Figura 4.79: Diagrama de funcionamento da *driver* do STIM300

- *Firmware/src/drivers/drv\_sensor.h*

Aqui devem ser adicionados os sensores que se pretende implementar, atribuindo-lhe um ID para cada tipo de medida que devolve (acelerómetro, giroscópio, magnetómetro). Esta atribuição permite o uso de vários sensores do mesmo tipo (redundância), sem que sejam confundidos pelo *autopilot*, ou seja, por exemplo, este sabe que possui um certo número de acelerómetros, e a que modelo de sensor correspondem.

- *Firmware/cmake/configs/nuttx\_px4fmv-v2\_default.cmake*

Aqui são listados os ficheiros que deverão ser compilados, sendo, por isso, necessária a adição do caminho para a *makefile* do sensor que se pretende adicionar.

- *Firmware/ROMFS/px4fmv-common/init.d/rc.sensors*

Por fim, apesar de o sensor poder ser iniciado manualmente, neste ficheiro pode ser pedido o início automático da *driver* do mesmo, sempre que o *autopilot* é ligado.

De forma a avaliar o funcionamento e a correta integração do novo sensor, foi realizada uma experiência comparativa entre o sistema com os sensores *default* Pixhawk e a nova solução, utilizando como referência um sistema de navegação inercial de alta precisão e exatidão desenvolvido pela iMAR Navigation & Control (iNAV-FMS-E).

Este vem equipado com 3 giroscópios de fibra óptica e 3 *servo* acelerómetros, e apresenta as seguintes características:

Tabela 4.9: Caracterização do iNAV-FMS-E [80]

	Gyro	Accel
Bias	0.75 °/h	1.5 mg
Bias Instability	<0.1 °/h	<0.010 mg
Random Walk	0.15 °/√h	<0.050 mg/s/√Hz (<0.0294 m/s/√h)

O ensaio foi realizado em Canidelo, Vila Nova de Gaia, estando este dividido em duas fases.

- Fase estática - Durante os 13 minutos iniciais o veículo esteve parado (mas sujeito a perturbações externas), de forma a comparar a influência do *bias* nos diferentes módulos;
- Fase dinâmica - Nos restantes 3 minutos o veículo esteve em movimento, executando uma trajetória semelhante à apresentada na figura 4.80.

Note-se que o teste foi realizado com o auxílio de um automóvel a uma taxa de 250 Hz em cada sensor.

Após a realização do ensaio experimental, os dados dos acelerómetros e giroscópios foram processados e integrados, obtendo-se, respetivamente, as velocidades lineares e os ângulos de Euler, permitindo realizar uma análise comparativa entre os 3 sistemas.

É ainda de referir que o movimento realizado nos testes foi no sentido positivo do eixo Y dos sensores.



Figura 4.80: Disposição das antenas no tejadilho do carro, à esquerda, e percurso realizado durante o ensaio, à direita

Como se pode constatar nos gráficos das figuras 4.81 e 4.82, os valores do STIM300 apresentam um menor erro face aos valores do sensor iNAV em todos os eixos quando comparado com os sensores *default*. No eixo Y existe uma maior proximidade entre os valores dos dois sensores em teste, que se prende com o facto de o movimento ter sido efetuado neste eixo, já que o ruído tem uma menor expressão no valor final.

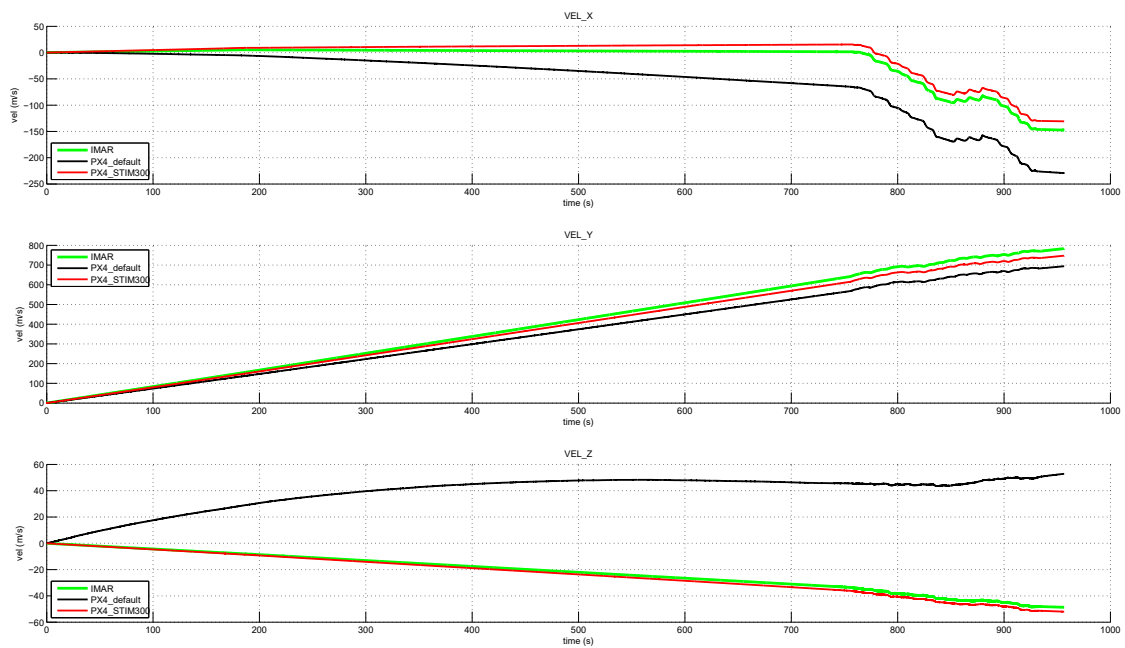


Figura 4.81: Integração dos dados *raw* produzidos pelos acelerómetros. A verde encontra-se representados os dados do sensor iNAV, a preto o conjunto *autopilot* com os sensores padrão, e a vermelho com o STIM300

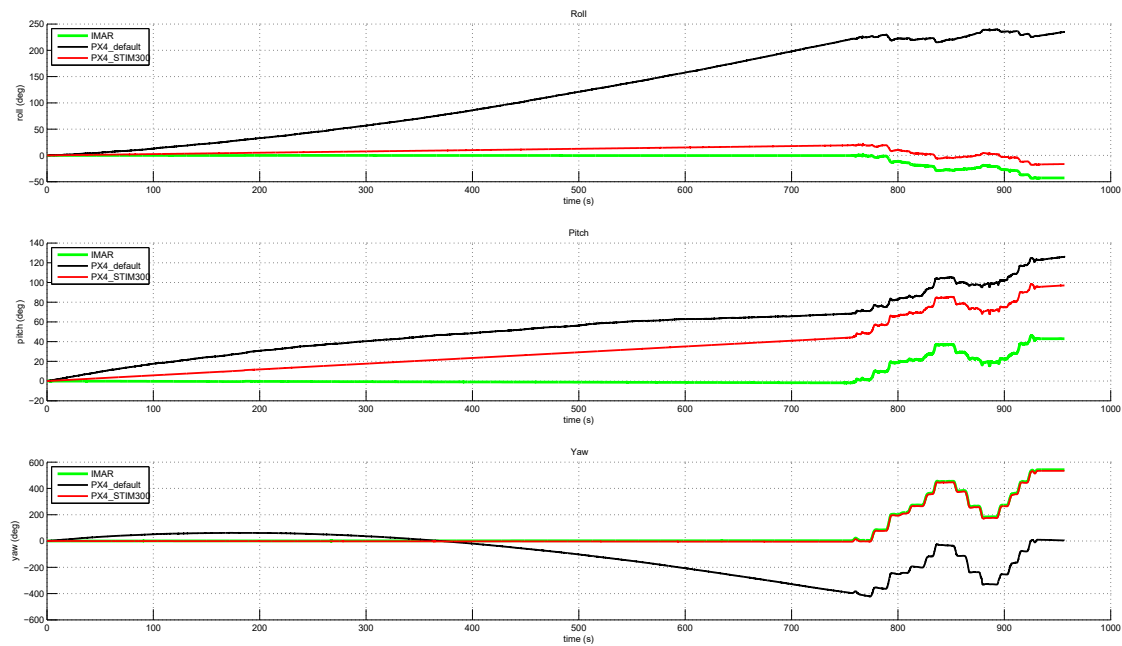


Figura 4.82: Integração dos dados *raw* produzidos pelos giroscópios. A verde encontra-se representados os dados do sensor iNAV, a preto o conjunto *autopilot* com os sensores padrão, e a vermelho com o STIM300

## 4.16 Integração da frame

Devido à forma peculiar da distribuição dos motores do veículo, tornou-se necessário acrescentar e alterar ficheiros de configuração no *firmware* do PX4, de maneira a integrar a nova *frame* no *autopilot* desenvolvido. O conjunto de ficheiros a ser criados/alterados é apresentado a seguir:

- *Firmware/src/systemlib/mixer/multi\_tables.py*

O primeiro passo da integração da estrutura passa por adicionar a nova matriz de posicionamento dos motores ao ficheiro *multi\_tables.py*. Tal como o nome indica, este é responsável por gerar as tabelas de escala do *mixer* de *multirotors*, imprescindíveis para o controlo do veículo.

As matrizes de posições encontram-se organizadas em 3 colunas, sendo a primeira o ângulo entre a frente do veículo e o braço do motor, a segunda para o sentido de rotação (Counter Clock Wise (CCW) ou Clock Wise (CW)) e a última a relação do comprimento do braço face à maior distância. As linhas representam cada motor do veículo.

$$\begin{bmatrix} \Theta_1 & rot_1 & d_1 \\ \Theta_2 & rot_2 & d_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \Theta_n & rot_n & d_n \end{bmatrix}$$

De modo a preencher a matriz com os valores da nova estrutura, foi desenvolvido um *script* em Matlab que, através das coordenadas reais do centro de cada motor (figura 4.83), obtêm o centro de atuação e calcula os parâmetros angulares e de distância, obtendo a seguinte matriz:

$M1$	$-141.6076$	$CW$	$0.9223$
$M2$	$141.6076$	$CCW$	$0.9223$
$M3$	$89.8322$	$CW$	$0.5728$
$M4$	$43.8466$	$CCW$	$1.0$
$M5$	$-43.8466$	$CW$	$1.0$
$M6$	$-89.8322$	$CCW$	$0.5728$

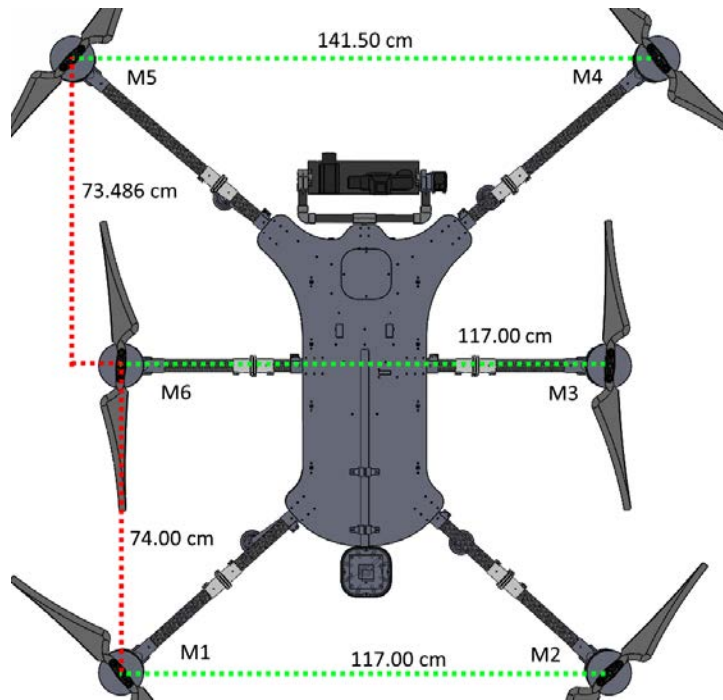


Figura 4.83: Disposição dos motores medidos no veículo final.

Por fim, a matriz é adicionada à tabela de modo a gerar a nova frame pelo compilador.

- *Firmware/ROMFS/px4fmw\_common/init.d/rcS*

Este ficheiro é responsável por definir o tipo de veículo, consoante a plataforma utilizada. Assim, acrescentou-se a condição para a nova estrutura, sendo definido *MAV\_TYPE 13*, uma vez ser o número atribuído aos *hexacopters*.

- *Firmware/ROMFS/px4fmw\_common/init.d/rc.mc\_defaults*

Aqui são definidos os limites máximos e mínimos de PWM para os motores, tendo sido alterados para os E5000 Pro.

- *Firmware/ROMFS/px4fmw\_common/init.d*

Neste diretório deve ser colocado o ficheiro correspondente à descrição da plataforma. Aqui são definidas as linhas de PWM dos motores, incluindo os seus parâmetros, e a tabela do *mixer*. Para tal, foi criado o ficheiro com o nome *6004\_hexa\_bee*.

- *Firmware/ROMFS/px4fmw\_common/mixers*

Por fim, foi adicionado o ficheiro *hexa\_bee.main.mix* com o valor de *R: 6be 10000 10000 10000 0*, sendo o "6" para o número dos motores, "be" o identificador da plataforma e o restante os parâmetros de configuração para *multirotors*.

Deste modo é possível a integração do novo *design* por parte do *autopilot*.

## 4.17 Calibração e testes de voo

Com o veículo montado, e após ter sido implementada a nova estrutura no *firmware* do *autopilot*, prosseguiu-se para a realização das calibrações do acelerómetro, magnetómetro e giroscópio, de forma a começar com os primeiros testes de voo.

O processo de configuração e calibração do veículo é realizado através da plataforma *QGroundControl*, que funciona como uma interface gráfica entre o veículo e o utilizador.

Antes de proceder-se com a calibração, o primeiro passo consiste em selecionar o tipo de veículo, sendo selecionada a *frame* implementada (ID 6004) no separador *AIR-FRAME*.

Relativamente à calibração dos sensores, esta pode ser acedida através do menu *SENSORES*. Para cada sensor, o veículo é colocado num conjunto de posições e orientações.

Começando pelo giroscópio, o veículo deve permanecer imóvel numa superfície horizontal até que seja dado o aviso de concluído. O mesmo acontece com a calibração do acelerómetro, no entanto o processo é repetido em 6 posições: *pitch* a 0, 90, 180 e -90 graus, e *roll* a 90 e -90 graus, figura 4.84.

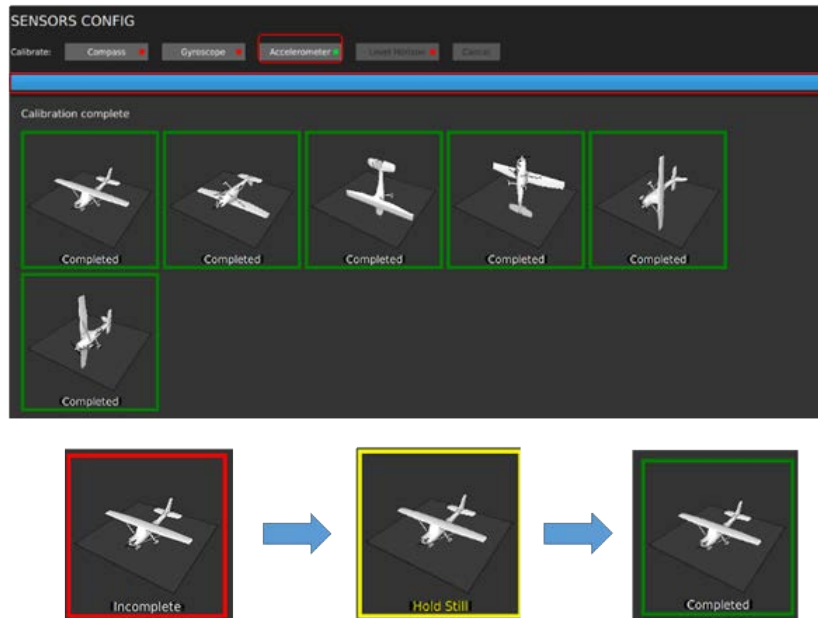


Figura 4.84: Menu de calibração do acelerómetro, estando a sequência e as posições de calibração do mesmo

Durante a calibração do magnetómetro, são mantidas as mesmas 6 posições, no entanto a sua execução requer que o veículo seja rodado continuamente para a direita em cada uma delas.

Após efetuadas as calibrações, começou-se por realizar os testes de voo com a nova plataforma, onde foram analisados os gráficos dos controladores PID e das vibrações existentes no sistema, de maneira a melhorar a estabilidade do mesmo.

Analisando o controlador PID presente no *firmware* do Pixhawk, verificar-se a existência de 3 camadas de controlo: A camada de baixo-nível, *rate controller*, responsável pelas velocidades angulares do veículo, a camada intermédia, *attitude controller*, utilizada para o controlo da atitude, e por último a camada de alto-nível, *velocity and position controller*, responsável pelo controlo da posição e velocidade linear [81].

Seguindo a mesma ordem hierárquica, a calibração dos parâmetros de PID deverá começar pelo controlador das velocidades angulares, uma vez que este afetará os outros

dois.

De um modo geral, para cada controlador pode-se encontrar valores para os ganhos Proporcional, Integral e Derivativo.

Relativamente à componente proporcional, esta depende apenas do erro em relação ao estado estacionário, e o seu ganho determina velocidade da resposta de saída. Desta forma, ao utilizar um valor demasiado alto, faz com que os *overshoots* aumentem, causando um efeito oscilatório na saída. Por outro lado, a utilização de um valor baixo faz com que sistema fique menos reativo.

Quanto à componente integral, esta tem em consideração o erro acumulado ao longo do tempo, e o seu ajuste permite eliminar o erro do estado estacionário. Além disto, o seu ganho pode tornar a resposta transitória pior, aumentando os *overshoots*.

Já a componente derivativa, tem em conta a variação do erro ao longo do tempo, e o seu ganho terá o efeito de aumentar a estabilidade do sistema, reduzindo os *overshoots*, melhorando a resposta transitória.

Para o primeiro teste de voo, foram utilizados os parâmetros de PID padrão, servindo como base de calibração para o controlo das velocidades angulares, tendo sido obtidos os resultados apresentados na figura 4.85.

Analisando os gráficos do primeiro voo, pode-se verificar a existência de oscilações no controlo dos *rates*, sendo estas o resultado de valores elevados para os parâmetros dos ganhos proporcionais. Além disso, ao visualizar os gráficos de *attitude em pitch e roll*, consegue-se observar que a resposta do sistema não acompanha a variação do *setpoint*.

Tendo por base estes resultados, optou-se por retirar os ganhos derivativos, e começar a ajustar um valor de P mais baixo. Após alguns testes, foram obtidas algumas melhorias no controlo, figura 4.86.

Apesar do sistema conseguir acompanhar os *setpoints*, pode-se identificar ainda algumas oscilações no controlo das velocidades angulares. Como tal, começou-se a aumentar ligeiramente os ganhos derivativos, e a reduzir os proporcionais, de forma a diminuir os *overshoots* e aumentar a estabilidade do veículo.

No final, foram encontrados uns valores que proporcionem um controlo reativo e suave, como ilustra os gráficos da figura 4.87.

Analisando os gráficos obtidos na última calibração, fica clara a necessidade de pequenos ajustes a nível do controlo em *yaw*, de modo a prosseguir-se com a calibração das restantes camadas de controlo, essenciais para as tarefas em modo autónomo.

Na tabela 4.10, encontram-se apresentados os valores dos parâmetros utilizados em cada um dos testes de calibração.

De maneira a efetuar um estudo das vibrações do veículo, foi realizada uma análise

Tabela 4.10: Parâmetros dos ganhos PID para as velocidades angulares

Parâmetros	Figura 4.85	Figura 4.86	Figura 4.87
MC_PITCHRATE_P	0.150	0.06	0.05
MC_PITCHRATE_D	0.003	0.0	0.001
MC_PITCHRATE_I	0.05	0.05	0.05
MC_ROLLRATE_P	0.150	0.06	0.05
MC_ROLLRATE_D	0.003	0.0	0.001
MC_ROLLRATE_I	0.050	0.050	0.05
MC_YAWRATE_P	0.4	0.5	0.2
MC_YAWRATE_D	0.0	0.0	0.0
MC_YAWRATE_I	0.1	0.1	0.1

comparativa entre diversos sistemas de montagem do *autopilot*: fixação por encaixe, sistema anti-vibrações composto por borrachas 0808VV06-60 (rígidas), e por borrachas SCA15506-01 (macias).

Os resultados encontram-se representados na figura 4.88, e pode verificar-se uma enorme melhoria no último sistema face aos outros dois.

Por fim, na figura 4.89 encontra-se demonstrado o efeito do desalinhamento dos motores ao longo dos vários testes de voo.

No primeiro gráfico, pode-se verificar a existência de um desalinhamento inicial, resultante do processo de montagem. No segundo, pode-se identificar o aumento do desalinhamento, provocado pelas torções exercidas pelos apoios de aterragem nos braços dos motores. Este desalinhamento, faz com que uma parte da força de propulsão seja aplicada na componente horizontal, fazendo com que o veículo esteja constantemente a compensar essas forças. No último gráfico, encontra-se representado o resultado final, após proceder-se à reposição dos motores e à alteração dos apoios de aterragem.

De modo a demonstrar a importância do reposicionamento da caixa de baterias para o alinhamento dos centros de massa e propulsão, foi realizado um teste de voo com as baterias na posição mais recuada, fazendo com que o centro de massa ficasse na região traseira do veículo.

Como se pode verificar nos gráficos da figura 4.90, o mau alinhamento faz com que exista um desequilíbrio nos sinais motores, reduzindo a capacidade de voo e manobrabilidade em certos movimentos. Desta forma, a existência de um mecanismo de reposicionamento da caixa das baterias, permite à plataforma adaptar-se às diversas circunstâncias e a diferentes configurações de *payload*, tornando-a mais versátil.

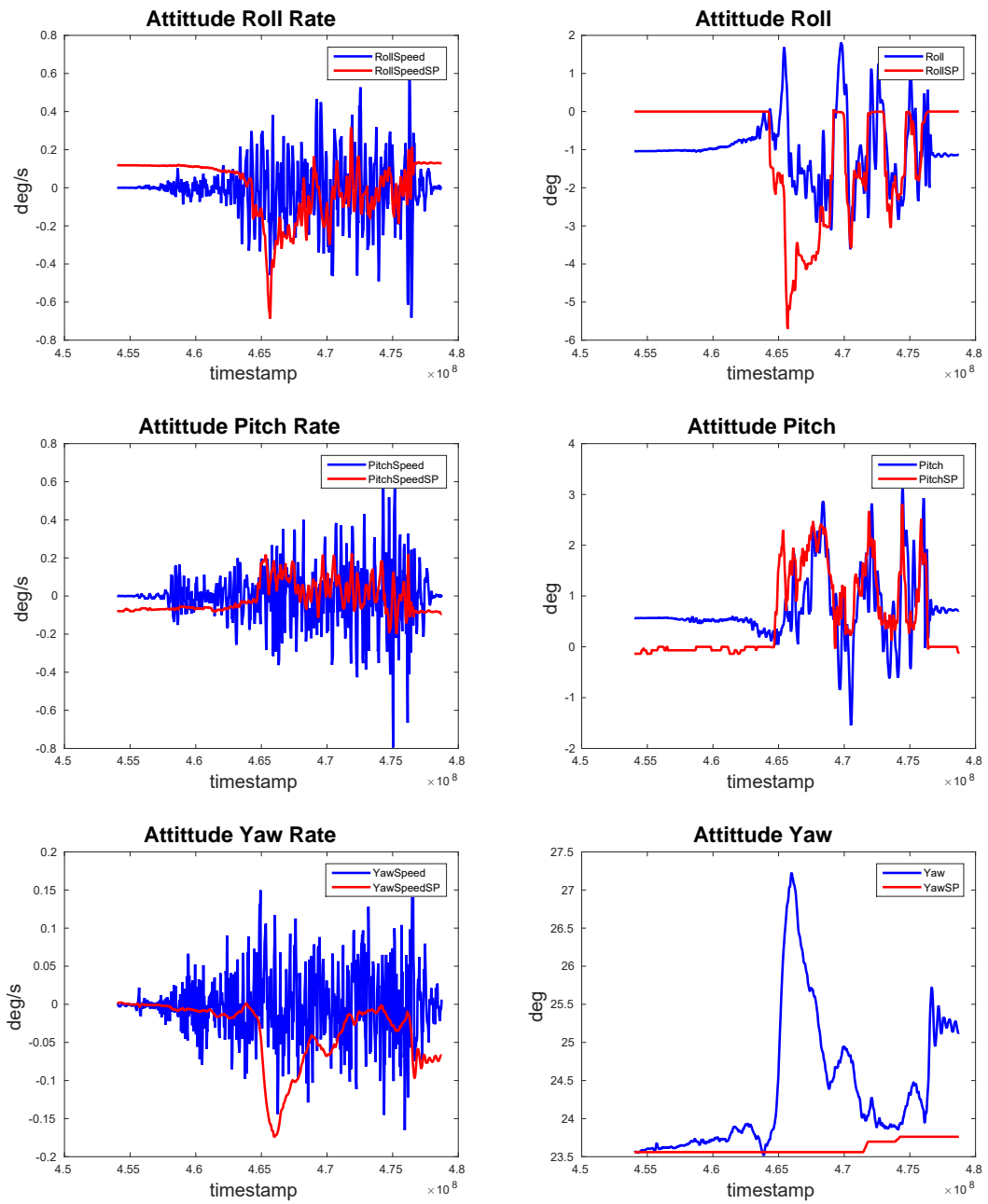


Figura 4.85: Performance do *tracking* do controlo de atitude e velocidades angulares, obtidos com os valores padrão

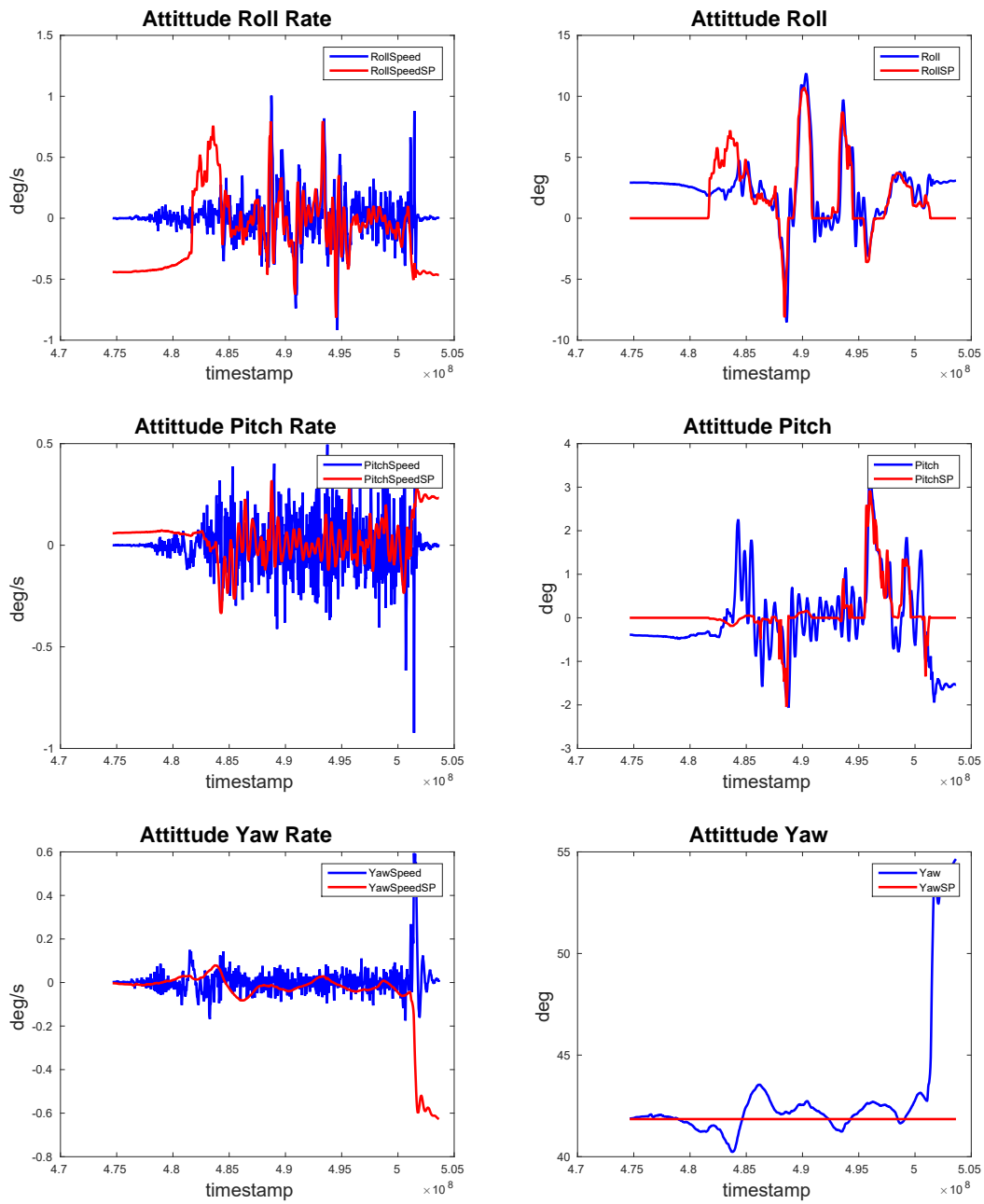


Figura 4.86: Performance do *tracking* do controlo de atitude e velocidades angulares, obtidos com os ganhos derivativos a zero.

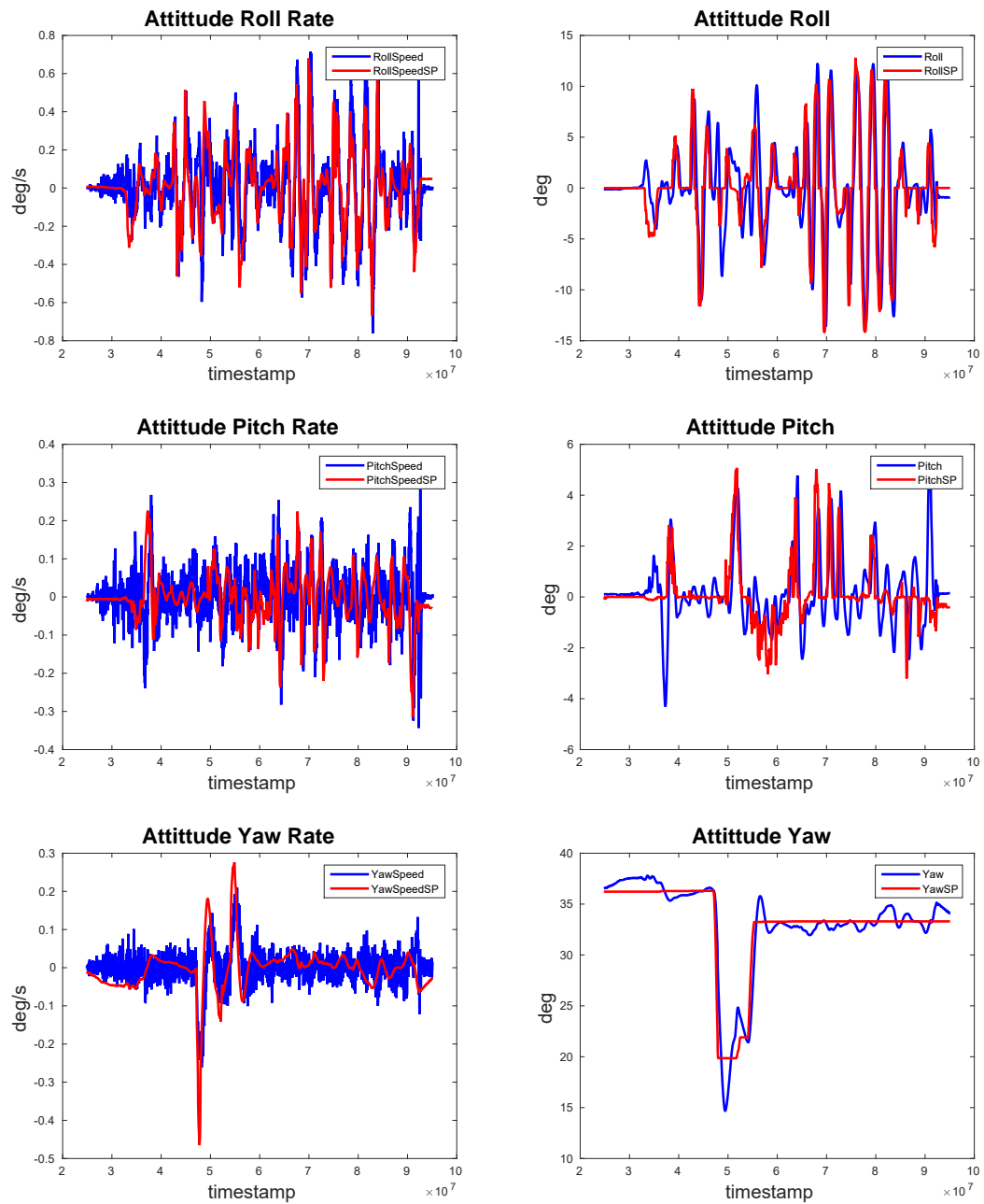


Figura 4.87: Performance do *tracking* do controlo de atitude e velocidades angulares, obtidos no último teste de voo

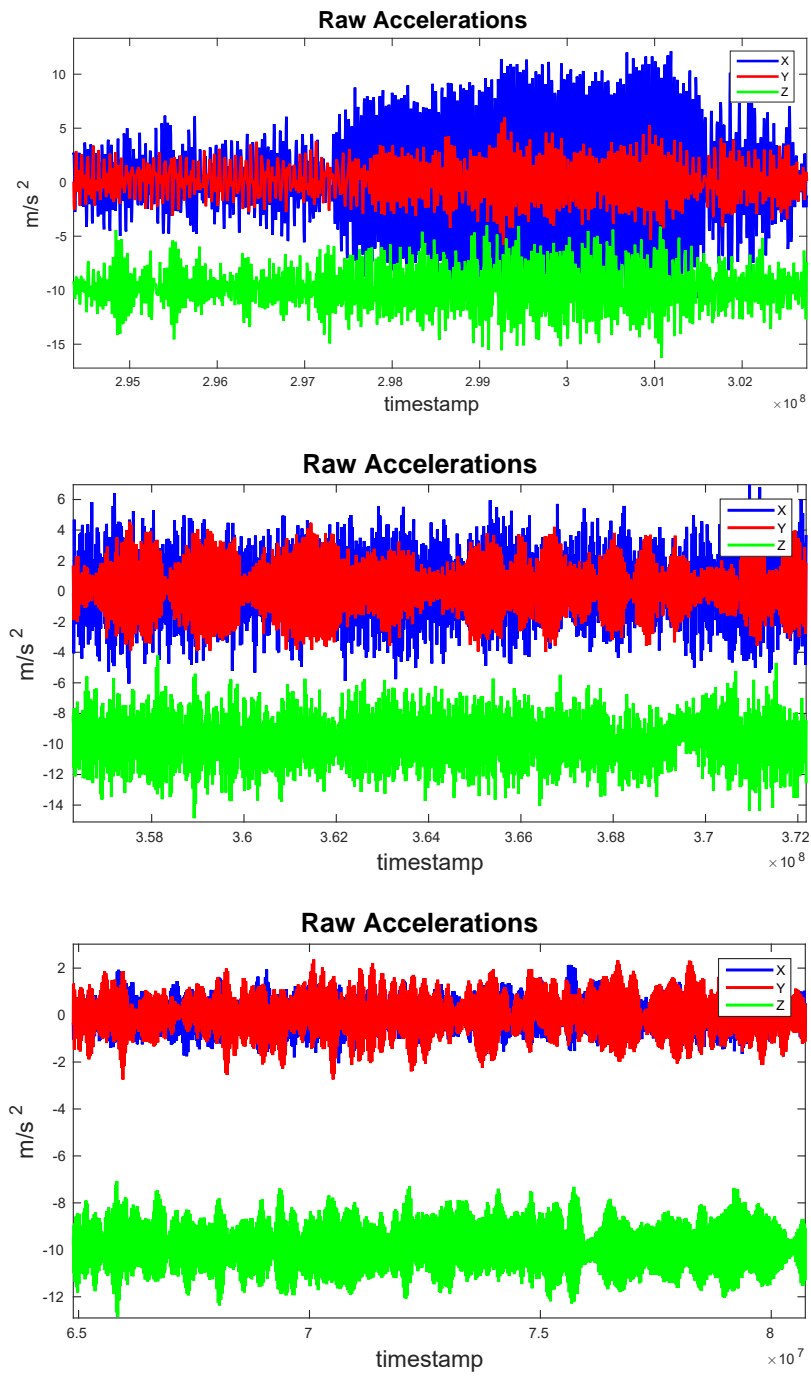
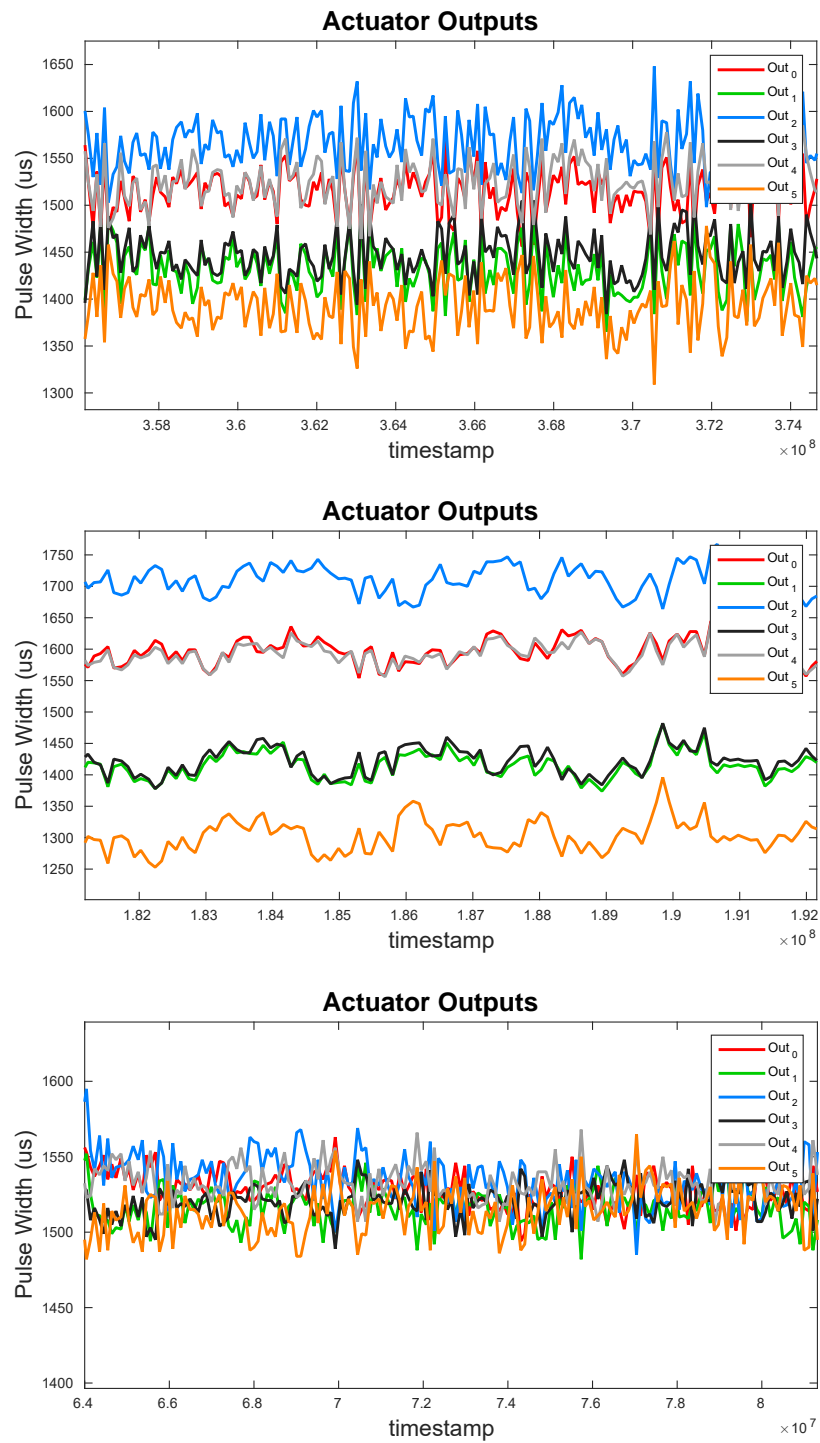


Figura 4.88: Acelerações medidas no *autopilot*. O primeiro gráfico faz referência ao sistema de montagem por encaixe, seguindo-se do sistema de anti-vibração com borrachas rígidas, e por último o sistema de *damping* com borrachas macias

Figura 4.89: Distribuição do *PWM* para cada motor, em *hovering*

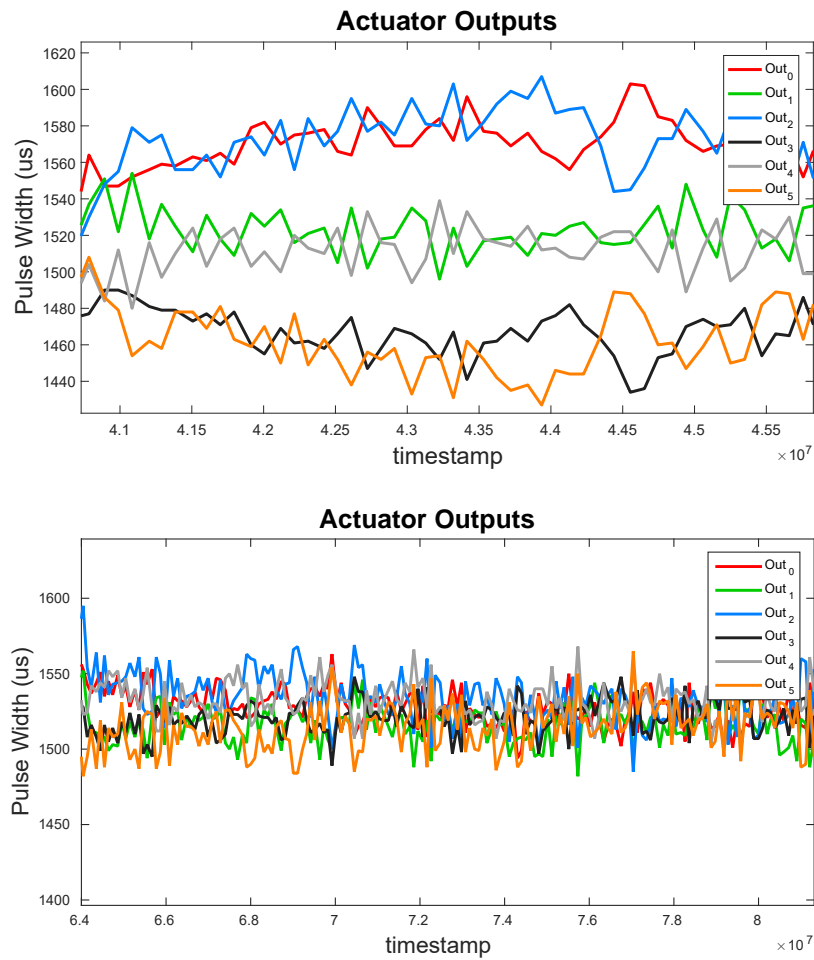


Figura 4.90: Comparação entre a distribuição do *PWM* dos motores com centro de massa na região traseira, em cima, e no veículo com a caixa de baterias reposicionada corretamente, em baixo

Esta página foi intencionalmente deixada em branco.

## Capítulo 5

# Conclusão e Trabalho Futuro

Esta dissertação aborda o desenvolvimento de um veículo autónomo aéreo, inserido no contexto dos projetos SpilLess e ROSM, para o combate de derrames petrolíferos através de biorremediação.

De um modo geral, pode concluir-se que os objetivos propostos foram cumpridos, resultando o desenvolvimento, a nível eletrónico e mecânico, de um veículo autónomo aéreo, equipado com um conjunto de sensores de navegação e perceção de alta precisão e um sistema de dispersão de bactérias, que lhe permite realizar tarefas de deteção, localização e mitigação de derrames de petróleo.

No que diz respeito aos desenvolvimentos mecânicos, podem identificar-se algumas melhorias que permitem robustecer a solução final.

A nível estrutural, verificou-se que as placas de fibra de carbono de 1,5 mm são bastante flexíveis, fazendo com que fosse necessário o desenvolvimento de um elemento extra de suporte na região da antena de GNSS. Deste modo, a utilização de placas de maior espessura e de disposição multi-axial, seriam uma mais valia para a redução das vibrações do veículo.

Relativamente aos apoios de aterragens, pode assumir-se que foi cumprido o objetivo de se desenvolver um sistema que permita absorver parcialmente o impacto provocado pelas manobras de aterragem.

Quanto à caixa das baterias, foi desenvolvida uma caixa com um sistema de posicionamento ajustável, permitindo adaptar o centro de massa do veículo em diferentes configurações de *payload*. Além disto, deverá ser construído um sistema de encaixe interno para a ligação das baterias, de modo a melhorar o processo de montagem entre estas e a placa de distribuição de energia.

No que toca aos desenvolvimentos dos circuitos elétricos, todos os sistemas encontram-

se funcionais, tendo estes sido testados e validados a bordo de outra plataforma aérea.

Utilizando um sistema de encaixe entre os módulos do *autopilot*, GNSS e distribuição de energia, permitiu robustecer todas as comunicações e facilitar o processo de montagem.

Os testes de integração e calibração foram realizados com sucesso, uma vez que foram elaborados vários voos, permitindo ajustar os parâmetros dos controladores do *autopilot*. Estes testes foram essenciais, uma vez que ajudaram a identificar anomalias no alinhamento dos motores.

## 5.1 Trabalho futuro

Como trabalho futuro, pretende-se efetuar testes de voo mais complexos, de maneira a realizar uma calibração completa das várias camadas de controlo do *autopilot*, ou seja, *rate*, *attitude* e *position and velocity controllers*.

A nível de *hardware*, pretende-se desenvolver um sistema de monitorização individual para as baterias e integrar o módulo UB482 no *autopilot*, permitindo assim o desenvolvimento de novas *drivers* e prescindir do magnetómetro para a estimação do *heading*.

Além disso, os desenvolvimentos futuros deverão passar por incorporar o sistema do gimbal e respetivos sensores, o sistema de dispersão de bactérias e o módulo computacional, de forma a proceder-se com as missões em modo autónomo.

Dada a versatilidade do veículo, o seu *design* encontra-se preparado para integração de uma versão híbrida, permitindo assim endereçar outros cenários de aplicação, como inspeção de linhas elétricas, monitorização de corredores de segurança, combate de incêndios, entre outros.

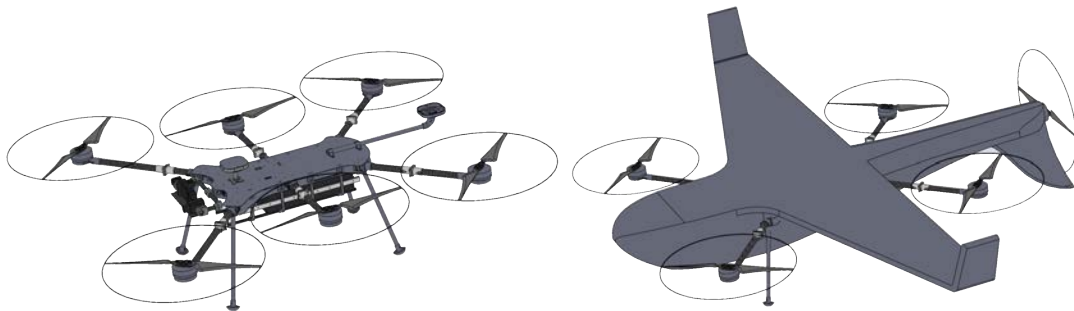


Figura 5.1: Esboço do *design* da plataforma híbrida

# Bibliografia

- [1] Hugo Silva, Jose Miguel Almeida, Flavio Lopes, J.P. Ribeiro, Sara Freitas, Guilherme Amaral, Carlos Almeida, Alfredo Martins, and Eduardo Silva. UAV trials for multi-spectral imaging target detection and recognition in maritime environment. In *OCEANS 2016 MTS/IEEE Monterey*, pages 1–6. IEEE, sep 2016.
- [2] Chi Yuan, Zhixiang Liu, and Youmin Zhang. Fire detection using infrared images for UAV-based forest fire surveillance. In *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pages 567–572. IEEE, jun 2017.
- [3] P. Sousa, A. Ferreira, M. Moreira, T. Santos, A. Martins, A. Dias, J. Almeida, and E. Silva. ISEP/INESC TEC Aerial Robotics Team for Search and Rescue Operations at the EuRathlon Challenge 2015. In *2016 International Conference on Autonomous Robot Systems and Competitions (ICARSC)*, pages 156–161. IEEE, may 2016.
- [4] L. Marconi, C. Melchiorri, M. Beetz, D. Pangercic, R. Siegwart, S. Leutenegger, R. Carloni, S. Stramigioli, H. Bruyninckx, P. Doherty, A. Kleiner, V. Lippiello, A. Finzi, B. Siciliano, A. Sala, and N. Tomatis. The SHERPA project: Smart collaboration between humans and ground-aerial robots for improving rescuing activities in alpine environments. In *2012 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR)*, pages 1–4. IEEE, nov 2012.
- [5] J. Fialho, F. Moreira, J. Formiga, J. Almeida, A. Dias, E. Silva, M. Moreira, T. Santos, and J. Dinis. Field experiments in power line inspection with an unmanned aerial vehicle. In *24th International Conference on Electricity Distribution*, 2017.
- [6] Panagiotis Katsigiannis, Lazaros Misopolinos, Vasilis Liakopoulos, Thomas K. Alexandridis, and George Zalidis. An autonomous multi-sensor UAV system for reduced-input precision agriculture applications. In *2016 24th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED)*, pages 60–64. IEEE, jun 2016.

- [7] Kapseong Ro, Jun-Seok Oh, and Liang Dong. Lessons Learned: Application of Small UAV for Urban Highway Traffic Monitoring. In *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reston, Virginia, jan 2007. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [8] Bernard Mettler. *Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*. Springer US, Boston, MA, 2003.
- [9] Karen Anderson and Kevin J Gaston. Lightweight unmanned aerial vehicles will revolutionize spatial ecology. *Frontiers in Ecology and the Environment*, 11(3):138–146, apr 2013.
- [10] Adnan S. Saeed, Ahmad Bani Younes, Shafiqul Islam, Jorge Dias, Lakmal Seneviratne, and Guowei Cai. A review on the platform design, dynamic modeling and control of hybrid UAVs. In *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pages 806–815. IEEE, jun 2015.
- [11] Haowei Gu, Ximin Lyu, Zexiang Li, Shaojie Shen, and Fu Zhang. Development and experimental verification of a hybrid vertical take-off and landing (VTOL) unmanned aerial vehicle(UAV). In *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pages 160–169. IEEE, jun 2017.
- [12] James G. Speight and Karuna K. Arjoon. *Bioremediation of Petroleum and Petroleum Products*. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, NJ, USA, oct 2012.
- [13] Diogo Pedrosa, André Dias, Alfredo Martins, José Almeida, and Eduardo Silva. Control-law for Oil Spill Mitigation with an Autonomous Surface Vehicle. In *OCEANS'18 MTS/IEEE Kobe / Techno-Ocean 2018*, 2018.
- [14] DJI. DJI - About Us. [Online]. Available: <https://www.dji.com/company?site=brandsite&from=footer>, 2018. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [15] DJI. Agras MG-1S - Agricultural Solutions - DJI. [Online]. Available: = <https://www.dji.com/mg-1s>, 2018. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [16] DJI. AGRAS MG-1 – DJI’s First Agriculture Drone - DJI. [Online]. Available: = <https://www.dji.com/mg-1>, 2018. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [17] Ltd. Yamaha Motor Co. Precision Agriculture - History. [Online]. Available: = <https://www.yamahamotorsports.com/motorsports/pages/precision-agriculture-history>, 2016. [Accessed: 20-Sep-2018].

- [18] Ltd. Yamaha Motor Co. Yamaha Motor Launches NEW 2018 FAZER R Industrial-Use Unmanned Helicopter, “Turn Assistance” Provides Even Greater Spraying Accuracy - News Releases — Yamaha Motor Co., Ltd. [Online]. Available: = <https://global.yamaha-motor.com/news/2017/1010/fazer-r.html>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [19] Beijing TT Aviation Technology. agriculture sprayer drone—spraying agriculture copter—aerial survey uav—mapping uav—agriculture uav. [Online]. Available: = <http://www.ttaviation.com/en/h-pl.html>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [20] Ltd. Prodrone Co. SkymatiX X-F1 — Prodrone — Revolutionary Drones for Professionals. [Online]. Available: = <https://www.prodrone.com/products/skymatix-x-f1/>, 2018. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [21] DRONE VOLT. Hercules 20 spray - Dronevolt USA. [Online]. Available: = <https://www.dronevolt.us/en/expert-solutions/hercules-20-spray/>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [22] Inc. AgEagle Aerial Systems. AgEagle Aerial Systems,Inc. — About Us. [Online]. Available: = <https://www.ageagle.com/about>, 2018. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [23] Susan A. O’Shaughnessy, Steven R. Evett, and Paul D. Colaizzi. Dynamic prescription maps for site-specific variable rate irrigation of cotton. *Agricultural Water Management*, 159:123–138, sep 2015.
- [24] AgEagle Aerial Systems. Compare AgEagle models. [Online]. Available: = <https://www.ageagle.com/compare>, 2016. [Accessed: 01-Fev-2018].
- [25] AgEagle Aerial Systems. AgEagle Aerial Systems - Aerial Analytics Solutions — United States. [Online]. Available: = <https://www.ageagle.com/>, 2018. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [26] Delair Tech. HIGH-RESOLUTION VIDEO SURVEILLANCE TURRET High RESOLUTION Zoom 10X OPTICAL IR/EO CAPABILITY Security SURVEILLANCE DT-EYE X SOLUTION DT26X. [Online]. Available: = <https://geomatching.com/uploads/default/m/i/migrationmafftc.pdf>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [27] Delair Tech. HIGH RESOLUTION PHOTOGRAMMETRY RGB SENSOR 1.1 cm RESOLUTION 36.4 MEGAPIXELS Dust-proof INGRESS PROTECTION Survey-grade CCD DT-3BANDS X SENSOR DT26X. [Online]. Available: =

- [https://delair.aero/wp-content/uploads/2016/10/DT-3Bands-X\\_sensor.pdf](https://delair.aero/wp-content/uploads/2016/10/DT-3Bands-X_sensor.pdf). [Accessed: 20-Sep-2018].
- [28] Delair Tech. MULTISPECTRAL SENSOR FOR PRECISION AGRICULTURE & VEGETATION MONITORING 5.4 cm RESOLUTION Calibration panel INCLUDED NDVI, NDRE, LAI CROP MAPS 5 Bands Optical Filtering DT-5BANDS X SENSOR DT26X. [Online]. Available: = [http://delair.aero/wp-content/uploads/2016/04/DT-5Bands\\_X\\_sensor.pdf](http://delair.aero/wp-content/uploads/2016/04/DT-5Bands_X_sensor.pdf). [Accessed: 20-Sep-2018].
- [29] Delair Tech. DT26X Surveillance : Long Range Surveillance Drone - Delair Tech. [Online]. Available: = <https://delair.aero/professional-drones/dt26x-surveillance/>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [30] Delair Tech. LiDAR drone: Delair DT26X LiDAR, twice the data in half the time. [Online]. Available: = <https://delair.aero/professional-drones/delair-dt26x-lidar-drone/>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [31] Phoenix LiDAR Systems. Phoenix Overview – Phoenix LiDAR Systems. [Online]. Available: = <https://www.phoenixlidar.com/phoenix-overview/>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [32] Phoenix LiDAR Systems. TerraHawk CW-30 – Phoenix LiDAR Systems. [Online]. Available: = <https://www.phoenixlidar.com/terrahawk-cw-30/>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [33] Intel Corporation. Intel® Falcon™ 8+ System. [Online]. Available: = <https://www.intel.com/content/www/us/en/products/drones/falcon-8.html>. [Accessed: 20-Sep-2018].
- [34] DJI. E5000 - Specs, FAQ, Tutorials, Downloads and DJI GO - DJI. [Online]. Available: = <https://www.dji.com/e5000/info#specs>, 2018. [Accessed: 26-Sep-2018].
- [35] Cadex Electronics Inc. BU-216: Summary Table of Lithium-based Batteries – Battery University. [Online]. Available: = [https://batteryuniversity.com/learn/article/bu\\_216\\_summary\\_table\\_of\\_lithium\\_based\\_batteries](https://batteryuniversity.com/learn/article/bu_216_summary_table_of_lithium_based_batteries), 2016. [Accessed: 26-Sep-2018].
- [36] Genspow GmbH. Tattu 22000mAh 6S 25C Lipo Battery Pack - Gens Ace. [Online]. Available: = <http://www.gensace.de/tattu-22000mah-22-2v-25c-6s1p-lipo-battery-pack.html>. [Accessed: 28-Sep-2018].

- [37] Getfpv. Tattu 28000mAh 22.2V 25C 6S1P Lipo Battery Pack. [Online]. Available: = <https://www.getfpv.com/tattu-28000mah-22-2v-25c-6s1p-lipo-battery-pack.html>. [Accessed: 28-Sep-2018].
- [38] Genspow GmbH. Tattu 30000mAh 22.2V 25C 6S1P Lipo Battery Pack - Gens Ace. [Online]. Available: = <http://www.gensace.de/tattu-30000mah-22-2v-25c-6s1p-lipo-battery-pack.html>. [Accessed: 28-Sep-2018].
- [39] LLC. Epec. Battery Comparison of Energy Density - Cylindrical and Prismatic Cells. [Online]. Available: = <https://www.epectec.com/batteries/cell-comparison.html>, 2018. [Accessed: 26-Sep-2018].
- [40] Sensoror. Sensoror - STIM300. [Online]. Available: = <https://www.sensoror.com/products/inertial-measurement-units/stim300/>. [Accessed: 29-Sep-2018].
- [41] UNICORE COMMUNICATIONS.INC. UB482\_Boards\_Products\_High Precision GNSS Board—GNSS Modules—GNSS Receiver. [Online]. Available: = [http://www.unicorecomm.com/en/product/content\\_1605.html](http://www.unicorecomm.com/en/product/content_1605.html). [Accessed: 29-Sep-2018].
- [42] FrSky. X8R - FrSky - Let You Set The Limits. [Online]. Available: = <https://www.frsky-rc.com/product/x8r/>. [Accessed: 29-Sep-2018].
- [43] HobbyKing. HKPilot Transceiver radiotelemetria Set V2 (433Mhz). [Online]. Available: = [https://hobbyking.com/pt\\_pt/hkpilot-transceiver-telemetry-radio-set-v2-433mhz.html](https://hobbyking.com/pt_pt/hkpilot-transceiver-telemetry-radio-set-v2-433mhz.html). [Accessed: 29-Sep-2018].
- [44] SONY EUROPE LIMITED. Câmara Full Frame de Qualidade DSLR com E-Mount a7R — Sony PT. [Online]. Available: = <https://www.sony.pt/electronics/camaras-lentes-amoviveis/ilce-7r>. [Accessed: 02-Out-2018].
- [45] Inc FLIR Systems. FLIR A65 IR Temperature Sensor — FLIR Systems. [Online]. Available: = <https://www.flir.com/products/a65/?model=73413-0101>. [Accessed: 02-Out-2018].
- [46] Teledyne DALSA Inc. Genie Nano GigE — Teledyne DALSA. [Online]. Available: = <https://www.teledynedalsa.com/en/products/imaging/cameras/genie-nanogige/>. [Accessed: 02-Out-2018].

- [47] Velodyne LiDAR. VLP-16. [Online]. Available: = <https://velodynelidar.com/vlp-16.html>. [Accessed: 02-Out-2018].
- [48] ADLINK Technology Inc. Express-SL/SLE-COM Express Type 6-ADLINK. [Online]. Available: = [https://www.adlinktech.com/Products/Computer\\_on\\_Modules/COM\\_Express\\_Type\\_6/Express-SL\\_SLE?lang=en](https://www.adlinktech.com/Products/Computer_on_Modules/COM_Express_Type_6/Express-SL_SLE?lang=en). [Accessed: 02-Out-2018].
- [49] Connect Tech Inc. COM Express® Type 6 104e - Connect Tech Inc. [Online]. Available: = <http://connecttech.com/product/com-express-type-6-104e/>. [Accessed: 02-Out-2018].
- [50] Innodisk Corporation. EMP2-X801 — mPCIe to eight RS-232/422/485 Module — Serial Cards & Adapters — Communication Module — Embedded Peripheral — Solutions - Innodisk. [Online]. Available: = <https://www.innodisk.com/en/products/embedded-peripheral/communication/EMP2-X801>. [Accessed: 02-Out-2018].
- [51] Compex. WLE900VX QCA9880 MiniPCIe Module - Compex Systems. [Online]. Available: = <http://www.compex.com.sg/product/wle900vx/>. [Accessed: 02-Out-2018].
- [52] Aliexpress. 30mm Updated CNC Aluminum Lateral Folding Arm Tube Joint Horizontal Fold +Center Plate Mount Holder for RC Multicopter Drone-in Parts & Accessories from Toys & Hobbies on Aliexpress.com — Alibaba Group. [Online]. Available: = [https://www.aliexpress.com/item/30mm-Updated-CNC-Aluminum-Lateral-Folding-Arm-Tube-Joint-Horizontal-Fold-Center-Plate-Mount-Holder-for/32785424171.html?spm=2114.search0104.3.155.380d6c16R9P50R&ws\\_ab\\_test=searchweb0.0,searchweb201602\\_1\\_10065\\_10068\\_318\\_319..](https://www.aliexpress.com/item/30mm-Updated-CNC-Aluminum-Lateral-Folding-Arm-Tube-Joint-Horizontal-Fold-Center-Plate-Mount-Holder-for/32785424171.html?spm=2114.search0104.3.155.380d6c16R9P50R&ws_ab_test=searchweb0.0,searchweb201602_1_10065_10068_318_319..) [Accessed: 20-Out-2018].
- [53] Drotek. Module GPS Ublox NEO-M8T + Magnétomètre LIS3MDL (XXL). [Online]. Available: = <https://drotek.com/shop/fr/u-blox/884-module-gps-ublox-neo-m8t-magnetometre-lis3mdl-xxl.html>. [Accessed: 22-Out-2018].
- [54] ROBOTIS. DYNAMIXEL MX-28R - ROBOTIS. [Online]. Available: = <http://www.robotis.us/dynamixel-mx-28r/>. [Accessed: 22-Out-2018].
- [55] PX4 Dev Team. mRo Pixhawk · PX4 User Guide. [Online]. Available: = [https://docs.px4.io/en/flight\\_controller/mro-pixhawk.html](https://docs.px4.io/en/flight_controller/mro-pixhawk.html). [Accessed: 23-Out-2018].

- [56] PX4 Dev Team. PX4 Architectural Overview · PX4 Developer Guide. [Online]. Available: = <https://dev.px4.io/en/concept/architecture.html>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [57] Alexandre Oliveira. SISTEMA AUTOPILOT PARA VEÍCULOS AUTÓNOMOS AÉREOS. Technical report, ISEP, Porto, 2015.
- [58] Ltd. J.S.T. Mfg. Co. GH connector. [Online]. Available: = [http://www.jst-mfg.com/product/detail\\_e.php?series=105](http://www.jst-mfg.com/product/detail_e.php?series=105). [Accessed: 23-Out-2018].
- [59] Ltd. J.S.T. Mfg. Co. PA connector. [Online]. Available: = [http://www.jst-mfg.com/product/detail\\_e.php?series=189](http://www.jst-mfg.com/product/detail_e.php?series=189). [Accessed: 23-Out-2018].
- [60] Molex. 5018762640 datasheet. [Online]. Available: = [https://www.molex.com/webdocs/datasheets/pdf/en-us/5018762640\\_PCB\\_HEADERS.pdf](https://www.molex.com/webdocs/datasheets/pdf/en-us/5018762640_PCB_HEADERS.pdf), 2018. [Accessed: 23-Out-2018].
- [61] Maxim Integrated. MAX3490AE +3.3V-Powered, ±20kV ESD-Protected, 20Mbps and Slew-Rate-Limited RS-485/RS-422 Transceivers - Maxim. [Online]. Available: = <https://www.maximintegrated.com/en/products/interface/transceivers/MAX3490AE.html>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [62] Maxim Integrated. MAX13488E Half-Duplex RS-485/RS-422-Compatible Transceiver with AutoDirection Control - Maxim. [Online]. Available: = <https://www.maximintegrated.com/en/products/interface/transceivers/MAX13488E.html>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [63] Texas Instruments Incorporated. TXS0108E 8-Bit Bidirectional Voltage-Level Shifter For Open-Drain And Push-Pull Application — TI.com. [Online]. Available: = <http://www.ti.com/product/TXS0108E#>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [64] NXP. SC16IS740/750/760—NXP. [Online]. Available: = [https://www.nxp.com/products/analog/signal-chain/bridges/single-uart-with-i2c-bus-spi-interface-64-bytes-of-transmit-and-recv-fifos-irda-sir-built-in-support:SC16IS740\\_750\\_760](https://www.nxp.com/products/analog/signal-chain/bridges/single-uart-with-i2c-bus-spi-interface-64-bytes-of-transmit-and-recv-fifos-irda-sir-built-in-support:SC16IS740_750_760). [Accessed: 23-Out-2018].
- [65] Future Technology Devices International. FT4232H. [Online]. Available: = <https://www.ftdichip.com/Products/ICs/FT4232H.htm>. [Accessed: 23-Out-2018].

- [66] Integrated Device Technology. 74FCT38072S - Low Skew 1 to 2 Clock Buffer — IDT. [Online]. Available: = <https://www.idt.com/products/clocks-timing/clock-distribution/clock-buffers-drivers/74fct38072s-low-skew-1-2-clock-buffer>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [67] Analog Devices. ADuM160N Datasheet and Product Info — Analog Devices. [Online]. Available: = <https://www.analog.com/en/products/adum160n.html>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [68] Analog Devices. ADuM152N Datasheet and Product Info — Analog Devices. [Online]. Available: = <https://www.analog.com/en/products/adum152n.html>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [69] Samtec. MPSC-01-16-01-7.70-03-L-V - 5.00 mm PowerStrip™/30 A Signal/Power Combo Socket Strip — Samtec. [Online]. Available: = <https://www.samtec.com/products/mpsc-01-16-01-7.70-03-l-v#>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [70] K500, K501, K501G and K505 OEM Board Product Specification. [Online]. Available: = [http://www.comnavtech.com/download/K500 K501 K501G and K505 OEM Board Product Specification V2.2.pdf](http://www.comnavtech.com/download/K500%20K501%20K501G%20and%20K505%20OEM%20Board%20Product%20Specification%20V2.2.pdf). [Accessed: 23-Out-2018].
- [71] Texas Instruments Incorporated. TS5A3359 1-Ohm SP3T Analog Switch 5-V/3.3-V Single-Channel 3:1 Multiplexer/Demultiplexer — TI.com. [Online]. Available: = <http://www.ti.com/product/TS5A3359>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [72] Integrated Device Technology. 553 - Low Skew 1 to 4 Clock Buffer — IDT. [Online]. Available: = <https://www.idt.com/products/clocks-timing/clock-distribution/clock-buffers-drivers/553-low-skew-1-4-clock-buffer>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [73] Allegro MicroSystems. ACS770xCB Datasheet - Allegro MicroSystems, LLC — DigiKey. [Online]. Available: = <https://www.digikey.com/en/datasheets/allegromicrosystemslc/allegro-microsystems-llcacs770datasheet>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [74] Allegro MicroSystems. ACS758 Datasheet - Allegro MicroSystems, LLC — DigiKey. [Online]. Available: = <https://www.digikey.com/en/datasheets/allegromicrosystemslc/allegro-microsystems-llcacs758datasheetashx>. [Accessed: 23-Out-2018].

- [75] Linear Technology Corporation. LTC6803-2/LTC6803-4 - Multicell Battery Stack Monitor. [Online]. Available: = <http://www.linear.com/leadfree/>. [Accessed: 23-Out-2018].
- [76] Microchip Technology Inc. LAN9500A - Interface and Networking - USB to Ethernet Controllers - Microcontrollers and Processors. [Online]. Available: = <https://www.microchip.com/wwwproducts/en/LAN9500A>. [Accessed: 27-Out-2018].
- [77] Maxim Integrated. MAX232A +5V-Powered, Multichannel RS-232 Drivers/Receivers - Maxim. [Online]. Available: = <https://www.maximintegrated.com/en/products/interface/transceivers/MAX232A.html>. [Accessed: 27-Out-2018].
- [78] PX4DevTeam. PX4 Architectural Overview · PX4 Developer Guide. [Online]. Available: = <https://dev.px4.io/en/concept/architecture.html>. [Accessed: 29-Out-2018].
- [79] PX4DevTeam. uORB Messaging · PX4 Developer Guide. [Online]. Available: = <https://dev.px4.io/en/middleware/uorb.html>. [Accessed: 29-Out-2018].
- [80] IMAR Navigation & Control. iNAV-FMS: Inertial Fiber Optic Gyro Navigation System, class 0.75 deg/hr. [Online]. Available: = <http://www.imar-navigation.de/index.php/en/products/by-product-names/item/inav-fms-inertial-fiber-optic-gyro-navigation-system>, 2016. [Accessed: 29-Out-2018].
- [81] PX4 Dev Team. Multicopter PID Tuning Guide · PX4 User Guide. [Online]. Available: = [https://docs.px4.io/en/config\\_mc/pid\\_tuning\\_guide\\_multicopter.html](https://docs.px4.io/en/config_mc/pid_tuning_guide_multicopter.html). [Accessed: 29-Out-2018].