



Academia da Força Aérea

Controlo de Voo de Formação para Missões de Busca em Ambiente Marítimo com UAVs

Luis Miguel Vaz dos Santos

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Ciências Militares Aeronáuticas na especialidade de Engenharia Electrotécnica

Orientador: Major Tiago Miguel Monteiro de Oliveira
Co-Orientador: Capitão Gonçalo Charters dos Santos Cruz

Júri

Presidente: Brigadeiro General Armando Carlos Marcos Correia de Barros
Orientador: Major Tiago Miguel Monteiro de Oliveira
Vogal: Doutor Pedro Miguel Martins Encarnação

Novembro 2021

“The difference between a master and a beginner is that the master has failed more times than the beginner has even tried.” Stephen McCranie

Agradecimentos

Em primeiro lugar, agradeço a todos aqueles que, de algum modo, contribuíram para a realização desta dissertação.

Ao meu orientador, Major Tiago Oliveira, quero deixar o meu profundo agradecimento pelo incansável acompanhamento e apoio prestado durante todo o projeto, especialmente nos momentos-chave, onde os seus conselhos e ensinamentos foram determinantes para o desenvolvimento deste trabalho.

Ao meu co-orientador, Capitão Gonçalo Cruz, agradeço a disponibilidade e o apoio demonstrados ao longo de toda a dissertação.

Ao Tenente-Coronel Rocha, quero deixar um agradecimento especial pela lucidez técnica transmitida.

Aos meus Distintos camaradas de curso, quero agradecer pela "escolta" durante todos os passos deste caminho.

Aos meus amigos, agradeço por me desencaminharem em momentos que precisava de clareza de espírito.

À minha família, quero expressar o meu profundo agradecimento em todos os momentos da minha formação académica e pessoal. A vossa paciência, apoio e amor incondicional foram, sem dúvida, pedras basilares para o meu sucesso.

Resumo

A presente dissertação enquadra-se na missão do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) e pretende desenvolver um sistema de controlo de voo de formação de *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs), com uma metodologia líder-seguidor, com vista à sua utilização em missões no âmbito da busca marítima. Inicialmente, são estudadas as principais referências de controlo de movimento de UAVs e de busca marítima.

Em seguida, é determinada a geometria da formação, através da análise dos padrões de busca mais comuns, do *footprint* das câmaras utilizadas e das distâncias de segurança inerentes à aeronavegabilidade da formação.

Adicionalmente, são implementadas leis de controlo de *path following* e *trajectory tracking* para definir o voo da aeronave líder e das aeronaves seguidoras, respetivamente. Esta implementação é testada em simulação numérica, através da utilização do Simulink, ferramenta do *software* MATLAB, para estudar a viabilidade da sua utilização para o controlo de voo de formação.

Por último, são efetuadas simulações *Software In The Loop* (SITL) através da utilização da ferramenta Simulink e do simulador Gazebo. Este *software* simula o comportamento da dinâmica das aeronaves durante todas as fases de voo. A arquitetura de simulação SITL tem por base a ferramenta *Robot Operating System* (ROS). Os resultados obtidos permitem validar o dimensionamento realizado, consistindo numa versão preliminar, funcional, de uma solução de voo de formação para aplicação em missões de busca em ambiente marítimo.

Palavras Chave

Voo de formação, *Unmanned Aerial Vehicle*, busca marítima, *path following*, *trajectory tracking*

Abstract

This dissertation is part of the mission of the Center of Investigation of the Air Force Academy (CIAFA) and intends to develop a formation flight control system for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), with a leader-follower methodology, aiming its use to maritime search missions. Initially, a study is made of the main UAV motion control and maritime search references.

Then, the formation's geometry is determined, through the analysis of the most common search patterns, the footprint of the cameras used and the safety distances inherent to the formation's airworthiness.

Additionally, path following and trajectory tracking control laws are implemented to define the flight of the leader and follower aircrafts, respectively. This implementation is tested in numerical simulation, through the use of Simulink, a MATLAB software tool, to study the feasibility of its use for formation flight control.

Lastly, software in the loop (SITL) simulations are performed using the Simulink tool and the Gazebo simulator. This software simulates the behavior of aircraft dynamics during all flight phases. The SITL simulation architecture is based on the Robot Operating System (ROS) tool. The results obtained allow it to validate the design carried out, consisting of a preliminary, functional version of a formation flight solution for application in search missions in a maritime environment.

Keywords

Formation flight, Unmanned Aerial Vehicle, maritime search, path following, trajectory tracking

Conteúdo

1	Introdução	1
1.1	Enquadramento e Motivação	2
1.2	Estrutura da dissertação	3
2	Revisão Bibliográfica	5
2.1	Missões com interesse de utilização de voo cooperativo/de formação	6
2.2	Arquiteturas Propostas	7
2.2.1	Classificação de estruturas multi-UAV	7
2.2.2	Arquiteturas de controlo de UAVs	9
2.2.3	Métodos de voo de formação	11
2.2.4	Técnicas de controlo de movimento	13
2.2.5	Topologias e redes de comunicação	13
2.3	Formulação do problema	15
3	Missão de busca em ambiente marítimo	17
3.1	Padrões e parâmetros de busca marítima	18
3.2	Padrões de Busca	18
3.2.1	Busca por setor	18
3.2.2	Busca por quadrado de expansão	19
3.2.3	Busca por rasto	20
3.2.4	Busca por varrimento paralelo e por varrimento rastejante	20
3.3	Escolha do padrão de busca a implementar	21
3.4	<i>Footprint</i> dos Sensores	23
3.4.1	Características das câmaras	23
3.4.2	<i>Footprint</i> composto	24
3.5	Parâmetros da geometria de formação	26
3.5.1	Cálculo da distância lateral S	26

4	Controlo de voo de formação	31
4.1	Arquitetura escolhida	32
4.2	Arquitetura de controladores	32
4.3	Leis de controlo de <i>Path Following</i>	34
4.3.1	Resultados de simulação para <i>path following</i>	36
4.4	Leis de controlo de <i>Trajectory Tracking</i>	38
4.4.1	Resultados de simulação para <i>trajectory tracking</i>	41
5	Simulação <i>software in the loop</i>	45
5.1	Estrutura SITL	46
5.2	Resultados simulação SITL	47
6	Conclusão	53
6.1	Trabalho realizado	54
6.2	Perspetivas para trabalhos futuros	55
7	Anexo A - Entrevista ao Tenente-Coronel/Navegador Rui Rocha acerca da missão de busca e salvamento em Portugal	62

Lista de Figuras

2.1	Representação gráfica das classificações de sistemas multi-UAV: (a) acoplamento físico, (b) formação, (c) <i>swarm</i> e (d) cooperação intencional.	8
2.2	Controlo centralizado, descentralizado e distribuído.	9
2.3	Arquitetura de implementação de um sistema completo.	14
3.1	Busca por setor.	19
3.2	Busca por Quadrado de expansão.	19
3.3	Busca por rasto, com retorno.	20
3.4	Busca por rasto, sem retorno.	20
3.5	(a)Busca por varrimento paralelo; (b)Busca por varrimento rastejante.	21
3.6	Padrão de busca a implementar.	22
3.7	(a)GOBI 384; (b)JAI AD-081 GE; (c)TASE 150.	23
3.8	<i>Footprint</i> de cada câmara a 2000 pés de altitude.	24
3.9	<i>Footprint</i> das câmaras a 2000 pés com 50 metros de distância lateral.	25
3.10	Esquema de sobreposição do <i>footprint</i>	27
3.11	<i>Footprint</i> das câmaras a 2500 pés, aeronave central, e 2000 pés, aeronaves laterais.	28
3.12	Padrão de busca da formação com <i>footprint</i> conjunto.	28
3.13	Vista de frente da formação e do campo de visão de cada câmara.	29
4.1	Hierarquia de controladores do sistema.	33
4.2	(a)Volume de segurança que ativa o modo <i>obstacle avoidance</i> ; (b)Volume de segurança que desativa o modo <i>obstacle avoidance</i>	33
4.3	Referencial aeronáutico e referencial de Serret-Frenet adotados.	35
4.4	Diagrama de blocos para seguimento de referência de caminho.	37
4.5	Gráfico de posições da referência e do líder.	37
4.6	(a)Erro y_1 ao longo dos primeiros 50 segundos; (b)Erro s_1 ao longo dos primeiros 50 segundos.	38

4.7	(a)Erro y_1 no intervalo $t = [30, 40] s$ e $y_1 = [-0.4, 0.4] m$; (b)Erro s_1 no intervalo $t = [30, 40] s$ e $s_1 = [-0.4, 0.4] m$	39
4.8	Referencial aeronáutico e variáveis relevantes para a aplicação do método de Claude Samson.	39
4.9	Diagrama de blocos que define o sistema completo	41
4.10	Gráfico de posições da referência de <i>path following</i> , do líder e das aeronaves seguidoras.	42
4.11	(a)Erro e_1 ao longo do primeiros 50 segundos; (b)Erro e_2 ao longo do primeiros 50 segundos.	43
4.12	Erro e_3 ao longo do primeiros 50 segundos.	43
4.13	(a)Erro e_1 no intervalo $t = [35, 50] s$ e $e_1 = [-0.8, 0.8] m$; (b)Erro e_2 no intervalo $t = [35, 50] s$ e $e_2 = [-0.04, 0.04] m$	44
4.14	Erro e_3 no intervalo $t = [35, 50] s$ e $e_3 = [-0.04, 0.04] rad$	44
5.1	Diagrama de configuração SITL.	46
5.2	Gráfico de posições da referência de <i>path following</i> e do líder.	48
5.3	Erro y_1 ao longo do primeiros 110 segundos de voo.	49
5.4	Erro s_1 ao longo do primeiros 110 segundos de voo.	49
5.5	Gráfico de velocidade comandada (azul) e velocidade real (vermelho).	50
5.6	Gráfico de altitude comandada (verde) e altitude real (vermelho).	50
5.7	Gráfico do <i>throttle</i> comandado à aeronave.	51

Lista de Tabelas

5.1	Características da aeronave SIG RASCAL 110 EG ARF.	47
5.2	Ganhos implementados na simulação SITL.	48

Lista de Abreviaturas

AFA	Academia da Força Aérea
CIAFA	Centro de Investigação da Academia da Força Aérea
CSP	<i>Commence Search Point</i>
FAP	Força Aérea Portuguesa
LQR	<i>Linear-Quadratic Regulator</i>
NECSAVE	<i>Network Enabled Cooperation System of Autonomous Vehicles</i>
PERSEUS	<i>Protection of European Borders and Seas through Intelligent Use of Surveillance</i>
PITVANT	Projecto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados
RCC	<i>Rescue Coordination Center</i>
ROS	<i>Robot Operating System</i>
SEAGULL	Sistemas Inteligentes de Suporte ao Conhecimento Situacional Marítimo Baseados em Veículos Aéreos não Tripulados
SITL	<i>Software In The Loop</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>

Lista de Símbolos

g	Aceleração da gravidade (m/s^2)
ψ	Ângulo de orientação da aeronave ($^\circ$)
θ	Ângulo de picada da aeronave ($^\circ$)
ϕ	Ângulo de rolamento da aeronave ($^\circ$)
CF	Comprimento do <i>footprint</i> composto (m)
c_c	Curvatura do caminho de referência (m^{-1})
S	Distância entre pernas consecutivas da busca (m)
ψ_{erro}	Erro de orientação para <i>path following</i> (rad)
e_3	Erro de orientação para <i>trajectory tracking</i> (rad)
y_1	Erro lateral de seguimento para <i>path following</i> (m)
e_2	Erro lateral de seguimento para <i>trajectory tracking</i> (m)
s_1	Erro longitudinal de seguimento para <i>path following</i> (m)
e_1	Erro longitudinal de seguimento para <i>trajectory tracking</i> (m)
δ	Função auxiliar para a definição da lei de controlo de <i>path following</i>
k_1	Ganho implementado em <i>path following</i>
k_2	Ganho implementado em <i>path following</i>
k_3	Ganho implementado em <i>path following</i>
k_4	Ganho implementado em <i>trajectory tracking</i>
k_5	Ganho implementado em <i>trajectory tracking</i>
k_{iAlt}	Ganho integral relativo à altitude
k_{iGS}	Ganho integral relativo à <i>groundspeed</i>
k_{pAlt}	Ganho proporcional relativo à altitude
k_{pGS}	Ganho proporcional relativo à <i>groundspeed</i>
k_{s_1}	Ganho relativo ao seguimento do erro s_1
LF	Largura do <i>footprint</i> composto (m)
ψ_l	Orientação da aeronave líder (rad)
ψ_s	Orientação da aeronave seguidora (rad)
ψ_{ref}	Orientação da referência para <i>path following</i> (rad)
s	Posição ao longo do caminho de referência (m)
x_l	Posição da aeronave líder no eixo x (m)
y_l	Posição da aeronave líder no eixo y (m)
x_s	Posição da aeronave seguidora no eixo x (m)
y_s	Posição da aeronave seguidora no eixo y (m)
x_{Lref}	Posição da referência de líder virtual para <i>trajectory tracking</i> no eixo x (m)
y_{Lref}	Posição da referência de líder virtual para <i>trajectory tracking</i> no eixo y (m)
x_{ref}	Posição da referência no eixo x (m)
y_{ref}	Posição da referência no eixo y (m)

u_1	Sinal de controlo para <i>trajectory tracking</i>
u_2	Sinal de controlo para <i>trajectory tracking</i>
Sp	Sobreposição do <i>footprint</i> de busca em pernas consecutivas
T	<i>Throttle</i> imposto à aeronave
$T_{SteadyState}$	<i>Throttle</i> para voo cruzeiro
Δ_{Alt}	Variação de altitude (m)
Δ_{GS}	Variação de <i>groundspeed</i> (m/s)
r_l	Velocidade angular da aeronave líder (rad/s)
r_s	Velocidade angular da aeronave seguidora (rad/s)
v_{cmd}	Velocidade linear comandada para a aeronave líder proveniente da lei de controlo de <i>path following</i> (m/s)
v_l	Velocidade linear da aeronave líder (m/s)
v_s	Velocidade linear da aeronave seguidora (m/s)
v_{Lref}	Velocidade linear da referência de líder virtual para <i>trajectory tracking</i> (m/s)

1

Introdução

1.1 Enquadramento e Motivação

Com a crescente utilização de veículos aéreos não tripulados (do inglês, *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)) no âmbito das missões da Força Aérea Portuguesa (FAP), torna-se importante perceber de que modo é possível tirar o máximo proveito destes sistemas. Neste sentido, a utilização de UAVs em voos de formação ou voos de cooperação, em contraste com os voos de aeronaves singulares atualmente realizados, apresenta-se como uma mais valia em diversos âmbitos ([1], [2], [3], [4], [5], [6], [7], [8] e [9]), desde missões do foro militar como vigilância marítima, busca e salvamento, reabastecimento aéreo, acompanhamento de aeronaves tripuladas, vigilância e combate de incêndios, controlo de fronteiras ou perímetros e outras de cariz não militar, como agricultura de precisão, previsões atmosféricas, controlo ambiental, entre outras. De um modo geral, a atribuição de uma equipa ou grupo de UAVs a uma missão tem diversas vantagens como o aumento da eficiência de consumo de combustível, aumento da capacidade de cobertura dos sensores a bordo das aeronaves, aumento da capacidade de deteção de alvos ou pontos de interesse e o aumento da redundância do sistema completo [4], neste caso constituído por diversos UAVs. A redução do consumo de combustível pode ser explicada se for considerado o mesmo número de aeronaves a voar solo e a voar em formação. Neste caso, pode ser implementada uma geometria de formação tal que, permita a diminuição da resistência aerodinâmica em algumas aeronaves. Este fenómeno resulta numa diminuição do consumo de combustível total para o voo de formação, comparando com o voo solo.

Na FAP, os sistemas de UAVs com finalidades académicas, são desenvolvidos no Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA), sediado na Academia da Força Aérea (AFA). Desde 2009 que este centro de investigação se tem envolvido em projetos de cariz teórico e prático que visam a implementação deste tipo de aeronaves em missões sob a responsabilidade da FAP, nomeadamente o Projecto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados (PITVANT) [10], o *Protection of European Borders and Seas through Intelligent Use of Surveillance* (PERSEUS) [11], o *Network Enabled Cooperation System of Autonomous Vehicles* (NECSAVE) [12], o Sistemas Inteligentes de Suporte ao Conhecimento Situacional Marítimo Baseados em Veículos Aéreos não Tripulados (SEAGULL) [13] e o TROANTE [14], entre outros.

Presentemente, o CIAFA está envolvido em dois projetos de investigação e desenvolvimento. O primeiro, o projeto FIREFRONT [15], visa apoiar o combate a incêndios rurais, fazendo com que os processos de deteção da localização dos incêndios e de previsão da sua progressão se tornem mais expeditos. No mesmo sentido, o projeto VOAMAS [16], tem como objetivo desenvolver novas metodologias para a deteção e seguimento de alvos marítimos e terrestres através de imagens aéreas captadas por diferentes tipos de câmaras.

Tendo em conta os objetivos do projeto VOAMAS [16], a possibilidade de utilizar técnicas de controlo de voo de formação para incremento do conhecimento situacional marítimo, afigura-se como uma possibilidade interessante, que deverá ser explorada nesta tese.

Deste modo, utilizando a implementação do voo de formação de aeronaves não tripuladas como ponto de partida, esta dissertação pretende desenvolver um sistema de controlo que concretize essa capacidade.

1.2 Estrutura da dissertação

Esta dissertação de mestrado encontra-se dividida em seis capítulos distintos, descritos em seguida.

O Capítulo 1 apresenta o enquadramento em que a dissertação se insere, juntamente com a motivação que levou à sua realização e o objetivo da mesma.

O Capítulo 2 corresponde à revisão bibliográfica onde é apresentado o fundamento teórico da dissertação. Este capítulo começa por abordar os vários tipos de missões, cuja aplicação de voo cooperativo/de formação tem maior interesse. De seguida, são apresentadas as respetivas classificações de estruturas multi-UAV, as arquiteturas de controlo para estes sistemas, os métodos de voo de formação, as técnicas de controlo de movimento e as topologias e redes de comunicação. Por último, é enunciado o problema que esta tese se propõe a resolver.

O Capítulo 3 diz respeito à missão de busca em ambiente marítimo, missão escolhida para implementação do voo de formação. Este capítulo inicia com a apresentação dos padrões de busca mais comumente utilizados na missão supra-referida e dos critérios de selecção da solução adotada nesta tese. De seguida, é determinado o *footprint* dos sensores, do qual constam: a exposição das características das câmaras, a demonstração do cálculo de S e a apresentação do *footprint* composto final. Por fim, são definidos os parâmetros da geometria de formação que culminam na apresentação da geometria final da mesma.

No Capítulo 4 é apresentado o algoritmo de controlo de voo de formação para a geometria escolhida. Começa-se por definir uma hierarquia de controladores que abrange três modos: modo *obstacle avoidance*, modo seguimento e modo busca, sendo que o enfoque desta dissertação será o último modo referido. Posteriormente é apresentado o algoritmo de *path following*, correspondente às leis responsáveis pelo controlo da aeronave líder, seguido dos resultados obtidos a partir de simulação numérica da implementação do mesmo. Por fim, são apresentadas as leis de controlo, referentes à definição do *trajectory tracking* para as aeronaves seguidoras, e os resultados obtidos em simulação numérica, para validação do sistema.

No quinto capítulo é feita a transição de um ambiente de simulação numérica para um ambiente de simulação *Software In The Loop* (SITL). Começa-se por apresentar a estrutura SITL implementada, seguida da demonstração da transformação dos *outputs* das leis de controlo em *throttle* e ângulos de rolamento e inclinação. No fim são apresentados os resultados experimentais referentes à simulação SITL efetuada.

No último capítulo, referente às conclusões da dissertação, são apresentadas as considerações finais, compostas pelos contributos alcançados com esta tese e pelas recomendações para trabalhos futuros.

2

Revisão Bibliográfica

2.1 Missões com interesse de utilização de voo cooperativo/de formação

A realização desta tese de mestrado tem como ponto de partida a caracterização de missões especialmente relevantes para a FAP, para as quais a utilização de múltiplas aeronaves não tripuladas possa constituir uma mais-valia para os objetivos da missão. Em particular, destacam-se as missões de combate e vigilância de incêndios, vigilância marítima, controlo de fronteiras ou perímetros e acompanhamento de aeronaves tripuladas.

Neste sentido, o CIAFA tem vindo a participar em alguns projetos que se enquadram nas missões supra-referidas, nomeadamente, o PITVANT [10], o PERSEUS [11], o SEAGULL [13], o TROANTE [14], o FIREFRONT [15] e o VOAMAS [16].

De modo geral, a implementação de formações de UAVs como meio de deteção e combate de incêndios apresenta-se como uma solução com uma resposta mais rápida, mais móvel e com um custo mais reduzido, em relação à utilização singular de UAVs ou através de aeronaves tripuladas. Neste sentido, pretende-se que os UAVs funcionem como um suplemento aos métodos atualmente utilizados para este tipo de missões. É necessário primeiro começar por separar esta missão em duas submissões que apresentam vantagens específicas à sua aplicação. Começando pela vigilância de incêndios, a implementação de formações de UAVs para a deteção de fogos e previsão do comportamento do mesmo visa colmatar as falhas de deteção dos focos de incêndio, quer seja pelo aumento do número de sensores por área de rastreio quer seja pela possibilidade de deteção de falsos alarmes logo à origem. Em [3], Yuan apresenta um algoritmo no qual, quando uma das aeronaves da formação deteta um ponto de interesse, interroga as aeronaves mais próximas de modo que estas confirmem que se trata de um fogo ou incêndio e não de um falso alarme, o que não poderia ser feito se apenas estivesse uma aeronave a voar solo. Neste caso, o falso alarme, não tendo forma de confirmação, seria enviado à *ground station* como um incêndio real, ativando os meios de combate ao mesmo. O combate a incêndios através da implementação de voos de formação de UAVs apresenta vantagens não só em relação ao voo de UAVs singular, mas também à utilização de aeronaves tripuladas. Como é referido em [3], a missão de combate de incêndios pode tornar-se repetitiva e monótona o que pode causar fadiga, pondo em causa o desempenho do piloto, o que não acontece com os UAVs, em que a sua operação é menos exigente para o operador, que apenas necessita de supervisionar o movimento autónomo do UAV. Yuan ainda acrescenta que a implementação de UAVs é uma mais-valia no sentido em que deixa de existir a necessidade de ter pessoas em risco, quando as condições de voo são perigosas.

As vantagens associadas à utilização de UAVs em voo de formação ou cooperativo no âmbito de missões de vigilância marítima e controlo de fronteiras ou perímetros são muito semelhantes às referidas acima, no caso do combate e vigilância de incêndios. Em [7] é apresentado um estudo onde é abordada a

possibilidade dos UAVs fazerem a classificação, em tempo real, dos alvos detetados durante a busca, com objetivo a diminuir a necessidade de comunicações de elevada capacidade e estáveis com a *ground station* e, também, de modo a facilitar o processo de decisão que define um plano de voo ideal para recolha de informações visuais. Com este estudo, foi possível chegar à conclusão que, com a implementação de um algoritmo de deteção e classificação a bordo da aeronave esta é capaz de detetar 99,6% dos objetos de interesse, sendo 5% destes falsos positivos, e ainda é capaz de classificar corretamente 93,3% dos objetos detetados. Em [17], os autores definem o controlo de fronteiras e perímetros como uma missão que coloca em risco a vida do piloto, devido à monotonia característica da missão que causa fadiga ao mesmo e também porque o próprio cenário em que esta missão se enquadra poder ser um ambiente mais hostil, o que leva os autores a indicar como crítica a passagem de sistemas aéreos tripulados para UAVs, de modo a retirar este fator de risco da missão.

Por fim, o conceito de utilização de UAVs para acompanhamento de aeronaves tripuladas é algo que ainda se encontra em fase de estudo e com poucas implementações de que haja registo. No entanto, a Força Aérea Australiana, em conjunto com a Boeing, encontra-se na fase de testes de um projeto (*Loyal Wingman* [18]) que visa a utilização de um UAV como asa de uma aeronave de combate tripulada. Apesar de se tratar do controlo de voo de apenas um UAV, este projeto é abordado como voo de formação ou cooperativo devido ao modo como o controlo do UAV é implementado, ou seja, a tomada de decisão computada pelo UAV vai ter como referência os *outputs* da aeronave tripulada, quer sejam comandos de referência para *path planning* ou comandos associados à missão a desempenhar. A utilização de um UAV em espaços aéreos contestados traz duas grandes vantagens: a diminuição do risco associado aos pilotos e uma diminuição de custos, em caso de perda da aeronave. À semelhança do que foi referido anteriormente, a diminuição do risco para o piloto é algo crucial que tem de ser atendido, neste sentido, o projeto em [18] prevê a utilização deste UAV para patrulha de espaço aéreo, interferência com os meios de combate anti-aéreo dos inimigos e até mesmo para concretizar ataques, quer seja lançar bombas ou até mesmo abater aeronaves inimigas. Quanto à redução de custos, o custo esperado para cada UAV é na ordem dos 27 milhões de dólares, um quarto do custo de um F-35 (100 milhões de dólares) (o F-35 é uma das possibilidades de aeronaves que podem ser acompanhadas por este UAV) [18].

2.2 Arquiteturas Propostas

2.2.1 Classificação de estruturas multi-UAV

Relativamente ao modo como os UAVs interagem entre si em voo de formação ou cooperativo, é possível definir quatro classificações para sistemas de aeronaves autónomas [19]: i) acoplamento físico; ii) formações; iii) *swarms* (enxames) ou *swarming* e iv) cooperação intencional. A Figura 2.1 ilustra as diferenças entre cada tipo de interação.

Segundo [19], no acoplamento físico existem ligações físicas entre os UAV e os seus movimentos são restringidos pelas forças criadas pelos movimentos das demais aeronaves. Esta técnica é utilizada em missões de transporte ou levantamento colaborativo de cargas. Uma desvantagem associada a este método é o que já foi referido anteriormente, os movimentos de cada aeronave são restringidos pelas forças criadas pelo movimento das demais, o que implica que estas forças externas tenham de ser tidas em conta para o controlo de cada aeronave.

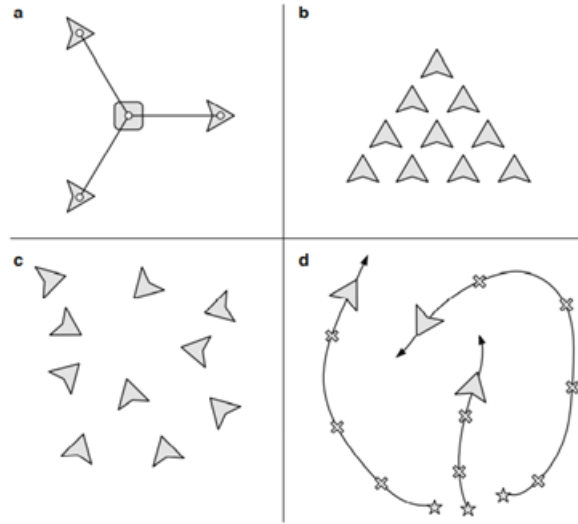


Figura 2.1: Representação gráfica das classificações de sistemas multi-UAV: (a) acoplamento físico, (b) formação, (c) *swarm* e (d) cooperação intencional (retirado de [19]).

Formações são comumente implementadas em operações de aeronaves tripuladas. Em [19], o voo de formação de aeronaves não tripuladas é referido como semelhante ao acoplamento físico, no sentido que, apesar de não existirem ligações físicas entre os UAVs que restrinjam os seus movimentos, existem restrições de movimento para que a aeronave se mantenha, sempre que possível, na sua posição da formação e tipicamente está implementado um sistema anticolisão que também vai fazer o movimento de cada aeronave interferir no movimento das outras.

Por outro lado, *swarming* tipicamente refere-se ao controlo descentralizado de sistemas autónomos de baixo custo [20]. Neste método dá-se ênfase à quantidade em prol da qualidade, no sentido de usar vários UAVs de baixo custo para realizar a mesma missão que um UAV de maiores dimensões e, possivelmente, com uma arquitetura de sistema mais complexa conseguiria executar individualmente. Esta abordagem traz vantagens e desvantagens. Se por um lado, vários UAV de baixo nível têm um custo combinado inferior ao UAV de alto nível, por outro lado a complexidade de implementação de um voo de formação no modo *swarming* é maior do que a de um voo de formação. Esta complexidade vem da diferença de quantidade de UAV utilizados na realização da mesma missão, tanto por parte de comunicações internas da formação como por parte do sistema anticolisão que tem de ter em conta um maior número de

integrantes.

Por último, a cooperação intencional é definida em [19] como um método em que a tomada de decisão é realizada por cada aeronave independentemente, sendo que há interação entre as mesmas de modo a ser possível alocar tarefas diferentes a cada UAV sem que haja repetição das mesmas. O movimento de cada aeronave é apenas restringido pelas outras através de sistemas anticollisão e o *path planning* tem em vista a otimização do maior número de tarefas concluídas na mesma área, como é descrito em [21].

2.2.2 Arquiteturas de controlo de UAVs

Nesta secção será feita uma descrição de cada arquitetura de implementação de tomada de decisão e serão apresentadas vantagens e desvantagens inerentes a cada uma destas abordagens.

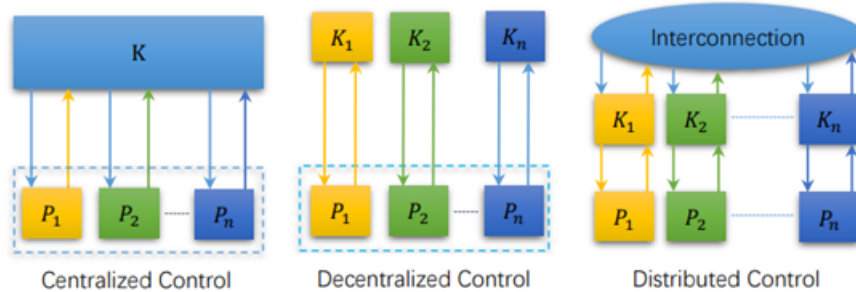


Figura 2.2: Controlo centralizado, descentralizado e distribuído (retirado de [22]).

A arquitetura centralizada é definida em [8] e [22] como uma arquitetura onde a computação é feita toda no mesmo local (físico), ou seja, existe um ponto focal de tomada de decisão, que pode ser uma aeronave da formação ou uma estação de comando e controlo no solo (do inglês, *ground station*), no qual é reunida toda a informação referente à missão e ao próprio voo dos UAVs, tal como está ilustrado na Figura 2.2. À implementação desta arquitetura estão inerentes duas vantagens: a interação entre UAV é simplificada, pois têm um ponto comum de partilha de informação que facilita o acesso à mesma, e a tomada de decisão é realizada toda no mesmo local, isto faz com que, qualquer que seja a missão a executar, todas as variáveis da missão e os estados de todas as aeronaves estejam acessíveis. No entanto, esta arquitetura também acarreta duas desvantagens: o poder de computação necessário para processar rotinas que compreendem todas as variáveis do sistema é maior, o que por sua vez pode aumentar o custo da unidade de tomada de decisão, ou fazer com que a sua resposta não seja tão rápida quanto era desejável. A segunda desvantagem é, no caso da *ground station* ser o ponto focal, o alcance da missão em curso ser limitado pelas comunicações do sistema, no sentido em que, para as missões descritas acima onde a captura de informação será maioritariamente realizada por vídeo, um alcance maior implica maiores potências de transmissão, antenas com maior diretividade ou a utilização de sistemas amplificadores, o que pode aumentar o custo geral do sistema ou pode mesmo colocar a missão em causa se as comunicações

forem interrompidas. Uma solução para esta segunda desvantagem seria fazer coincidir o ponto focal de tomada de decisão com uma das aeronaves da formação, simplificando o sistema de comunicações. No entanto, nessa situação, no caso de perda desta aeronave a missão falha. Esta pode não ser uma desvantagem forte se considerarmos ambientes de missão seguros, no entanto, à medida que os ambientes se vão tornando cada vez mais perigosos, o risco aumenta.

Em [8] e [22] e como é possível observar na Figura 2.2, a arquitetura descentralizada é definida como uma arquitetura em que a tomada de decisão é feita em cada parte integrante do sistema, sem que haja troca de informação entre aeronaves, ou seja, a *ground station*, passa a funcionar apenas como um recetor de informação finalizada. Esta implementação implica que cada UAV seja capaz de tratar as informações que recolhe individualmente. Apesar de não haver partilha de informação dentro do sistema, é possível manter um voo de formação através de métodos de proximidade, captados através de sensores instalados em cada aeronave. A implementação desta arquitetura tem duas vantagens associadas: o poder de computação necessário para a implementação do algoritmo é menor e as comunicações não precisam de ser tão robustas (estas vantagens são referentes à comparação da arquitetura descentralizada com a arquitetura centralizada). Neste caso, o poder de computação é menor pois os algoritmos implementados utilizam menos informação. O facto de não haver partilha de dados e da tomada de decisão ser efetuada a bordo da aeronave também implica que não há tempos de espera para que a decisão chegue à aeronave. Nesta arquitetura as comunicações não têm um impacto tão elevado pois as informações que as aeronaves enviam para a *ground station* podem ser reduzidas a metadados, diminuindo, de forma geral, a complexidade do sistema de comunicações. Nesta arquitetura, a perda de ligação à estação de controlo terrestre ou até mesmo a perda de uma das aeronaves não coloca necessariamente em risco o cumprimento da missão. No entanto, esta exclusividade de informação faz com que a tomada de decisão não esteja otimizada e que por vezes a deteção do mesmo alvo ou ponto de interesse seja alertado mais do que uma vez, fazendo com que a *ground station* tenha de filtrar toda a informação que recebe de modo a não existir repetição de resposta.

Por último, a arquitetura distribuída é definida em [8] e [22] como uma implementação intermédia entre as duas referidas anteriormente. Como é possível observar na Figura 2.2, à semelhança da arquitetura descentralizada, a arquitetura distribuída caracteriza-se por cada integrante do sistema definir as suas próprias decisões, no entanto, existe um sistema de comunicações implementado que permite a partilha de informação dentro do sistema. O que acontece com a arquitetura centralizada é um pouco diferente, pois neste caso a informação pode ser ou não utilizada, ou seja, cada UAV é capaz de cumprir a missão sem recorrer à informação transmitida pelos restantes. No entanto, se tiver acesso a esta, tornará o processo de tomada de decisão mais robusto, resultando numa melhor interação global do sistema, quando comparado à arquitetura descentralizada. Esta última abordagem demonstra as mesmas vantagens, em relação à arquitetura centralizada, que a descentralizada, acrescentando-se ainda que neste caso

existe partilha de informação, o que vem colmatar uma das desvantagens observadas para a arquitetura descentralizada. Por outro lado, demonstra uma desvantagem face às outras duas arquiteturas referidas, o facto da implementação desta abordagem ser mais complexa do que nas restantes referidas. Esta complexidade está associada aos próprios algoritmos tipicamente implementados em cada UAV que têm de ter a capacidade de, não só, cumprir a missão individualmente, como também de definir quando será pertinente integrar as informações que as restantes aeronaves transmitiram, tentando otimizar a utilização dessa informação e os tempos de tomada de decisão.

Tendo em conta as arquiteturas acima apresentadas é necessário referir também os dois tipos de algoritmos que lhes estão tipicamente associados. São estes os algoritmos síncronos e assíncronos.

Segundo [8], um algoritmo síncrono define-se como aquele que segue uma sequência aquando da sua implementação. Por exemplo, num algoritmo com 6 passos, estes são efetuados sequencialmente não sendo possível alterar a ordem entre os passos e é necessário que o passo exatamente anterior esteja terminado para que se possa passar para o próximo. Este tipo de algoritmo está tipicamente associado à implementação de uma arquitetura centralizada, pela sua característica de reunir toda a informação no mesmo lugar, podendo ser também aplicado numa arquitetura descentralizada, visto que nesta arquitetura cada parte do sistema é independente e pode seguir um algoritmo síncrono próprio. A abordagem deste algoritmo revela a vantagem de poder prever os estados futuros do sistema, no entanto, por necessitar de seguir o algoritmo sequencialmente, podem acabar por existir demoras na computação por falhas de informação ou informação que fica disponível com algum atraso.

Por outro lado, em [8], um algoritmo assíncrono é caracterizado pelo exato oposto do referido acima. Esta abordagem trata cada parte do algoritmo como um passo que pode ser completado assim que a informação estiver disponível, ou seja, assumindo o mesmo exemplo acima referido do algoritmo com 6 passos, neste caso poderemos efetuar o passo 4 sem ter realizado o 2 ou 3. Esta quebra na sequencialidade do algoritmo permite ao mesmo não depender da disponibilidade de informação para continuar a operar, por outro lado, não lhe é possível prever futuros estados do sistema, vantagem referida para os algoritmos síncronos. Devido a poderem utilizar a informação disponível quando é mais conveniente e poderem continuar a operação mesmo com quebras na informação, os algoritmos assíncronos estão tipicamente associados a arquiteturas distribuídas, podendo também ser implementados em arquiteturas descentralizadas.

2.2.3 Métodos de voo de formação

Em [4] estão definidos três métodos principais de controlo de UAVs em voo de formação: i) relação líder-seguidor; ii) líder/estrutura virtual e iii) abordagem comportamental.

No que respeita à relação líder-seguidor, [23] define que existem dois tipos de UAVs: o líder e o seguidor. O líder é responsável por seguir o caminho definido para a missão através de algoritmos de

path following, os mesmos que se aplicariam a uma aeronave individual. Ao UAV seguidor cabe a tarefa de seguir a referência do líder, cumprindo os parâmetros pré-estabelecidos para o tipo de formação a ser realizado em determinado voo e, através de sistemas anticollisão, garantir que as distâncias mínimas de separação entre aeronaves sejam mantidas.

Por sua vez, [24] caracteriza a técnica de líder/estrutura virtual como sendo muito idêntica à apresentada anteriormente, sendo que a principal diferença é que o líder é simulado em cada aeronave seguidora. Estas simulações são geradas individualmente para cada seguidor, o que implica ter de ser feito o sincronismo da posição fictícia do líder para que todas as aeronaves tenham a mesma referência.

A abordagem comportamental tipicamente aplicada é o *swarming* [20]. Esta técnica define todos os UAVs integrantes como sendo iguais quanto ao seu grau de importância individual para o cumprimento da missão. Tal como nas duas técnicas anteriores, as aeronaves também estão equipadas com sistemas anticollisão e o seu comportamento assemelha-se muito ao de uma aeronave individual, com o único objetivo de cumprir a missão ao mesmo tempo que evita colisões com os restantes membros da formação, ou seja, existe uma direção e um objetivo final comum a todas as aeronaves mas o modo como o trajeto do ponto inicial ao final é realizado é diferente para cada UAV pois, depende dos comportamentos tomados pelas aeronaves nas imediações.

Em [9], apresenta-se uma abordagem alternativa para controlo de UAVs em voo de formação, o *consensus*. Tal é definido como um conjunto de regras ou protocolo que determina como é que a informação é partilhada entre os membros do sistema, de modo a que seja assegurado que exista convergência a um equilíbrio dos parâmetros de interesse. Algoritmos de consensus são aplicados num sentido em que sejam processados regularmente para que a tomada de decisão, mesmo que tenha sido implementada uma arquitetura descentralizada, tenha em conta as mesmas constantes em todas as aeronaves, sem que se perca o intuito de voo de formação/cooperação.

As estratégias anteriormente referidas, constituem-se, na sua formulação, em problemas clássicos de *motion-control*: i) *path following*; ii) *trajectory tracking* e iii) *target tracking*. A diferença entre cada um destes problemas está nos constrangimentos que são tidos em conta. *Path following* trata-se do seguimento de um caminho definido *a priori* em que se considera como resolvido com sucesso quando o agente seguidor se encontra nesse mesmo caminho, independentemente do tempo que demore, tem-se então uma separação entre as restrições de espaço e tempo. *Trajectory tracking* é algo semelhante ao *path following* só que neste caso o tempo é tido em conta em simultâneo com o espaço, ou seja, o problema é dado como resolvido quando o agente se encontra na posição certa no instante certo. Por fim, *target tracking* é descrito como o seguimento de referências de um alvo sobre o qual só se sabe a posição atual e não se tem conhecimento do rumo que este pode tomar ([25], [26], [27]).

2.2.4 Técnicas de controlo de movimento

Quanto aos métodos matemáticos implementados para resolver estes problemas, em [28] são identificados oito diferentes abordagens: i) *Linear-Quadratic Regulator* (LQR); ii) *sliding mode control*; iii) *model predictive control*; iv) *backstepping control*; v) *gain scheduling theory*; vi) *adaptive control*; vii) *dynamic programming* e viii) *Lyapunov vector fields*. Em [29], [30], [31] e [32], são implementadas as técnicas LQR [29] e [30], *gain scheduling theory* [31] e *Lyapunov vector fields* [32] em algoritmos de *path following*, no sentido de diminuir as margens de erro no voo de UAVs miniatura. Em [33] e [34], o *sliding mode control* e o *model predictive control* são aplicados em UAVs e veículos autónomos marítimos, respetivamente, de modo a contrariar as oscilações causadas pelo meio ambiente em que se encontram, no primeiro caso o vento e no segundo a própria oscilação da superfície da água. Em [27] e [35], é utilizado o *backstepping control* numa perspetiva de combinar a resolução de dois problemas de controlo, aqueles identificados na secção anterior, em simultâneo. Em [27] é combinada a resolução de um problema de *path following* e *trajectory tracking* para coordenação de veículos autónomos marítimos, veículos de superfície e subaquáticos. Já em [35], tem-se a combinação de *target tracking* e *path following*, em que o voo de formação tem implementada uma arquitetura líder-seguidor, onde o seguidor aplica o *target tracking* à aeronave líder. Também em [36], *dynamic programming* é aplicado para implementar a resolução simultânea de *path following* e *trajectory tracking*. Em [37] e [38] tem-se a aplicação de *adaptive control* em missões que impliquem a proximidade temporal e espacial das aeronaves da formação, mais propriamente, em [37] é dado o exemplo de aterragens autónomas contínuas com pouco tempo de intervalo entre as mesmas.

2.2.5 Topologias e redes de comunicação

Em [39] os sistemas de UAVs são descritos em três módulos: a aeronave, a *ground station* e o sistema de comunicações. Nesta secção pretende-se abordar as soluções aplicáveis ao estabelecimento de comunicações entre os UAVs da formação e entre estes e a *ground station*.

Na Figura 2.3 é possível observar a organização proposta para os diferentes módulos de sistema aéreo não-tripulado. Em particular, das estruturas de comunicação presentes na imagem, são de destacar 3 tipos de canais: o *aviation radio*, que permite as comunicações entre o operador e o controlador de tráfego aéreo; um rádio de alta capacidade de canal e médio alcance para transmissão de dados e telemetria, que permite uma taxa elevada de transmissão de informação; e um rádio de baixa capacidade de canal e longo alcance, para transmitir as ordens de controlo emanadas na *ground station*.

Ainda dentro do módulo do sistema de comunicações, [40] caracteriza as comunicações como podendo integrar 4 tipos: comando e controlo, monitorização, dados de missão e gestão de rede. Comando e controlo engloba comunicações que submetam, da *ground station* para a aeronave, objetivos, planos de missão, ajustes de controlo e comandos de emergência, sendo dado um feedback reverso com medições

e mensagens de alarme. Comunicações de monitorização servem para transmitir ao operador o estado da aeronave e dos sistemas implementados na mesma. Os dados de missão são o objetivo principal de operação do UAV, sendo que a transmissão destes dados pode ser feita com ou sem tratamento, dependendo do algoritmo implementado. Por fim a gestão de rede trata das comunicações efetuadas entre cada aeronave, de modo a que estas estejam conectadas e possam, se for caso disso, partilhar informação entre si.

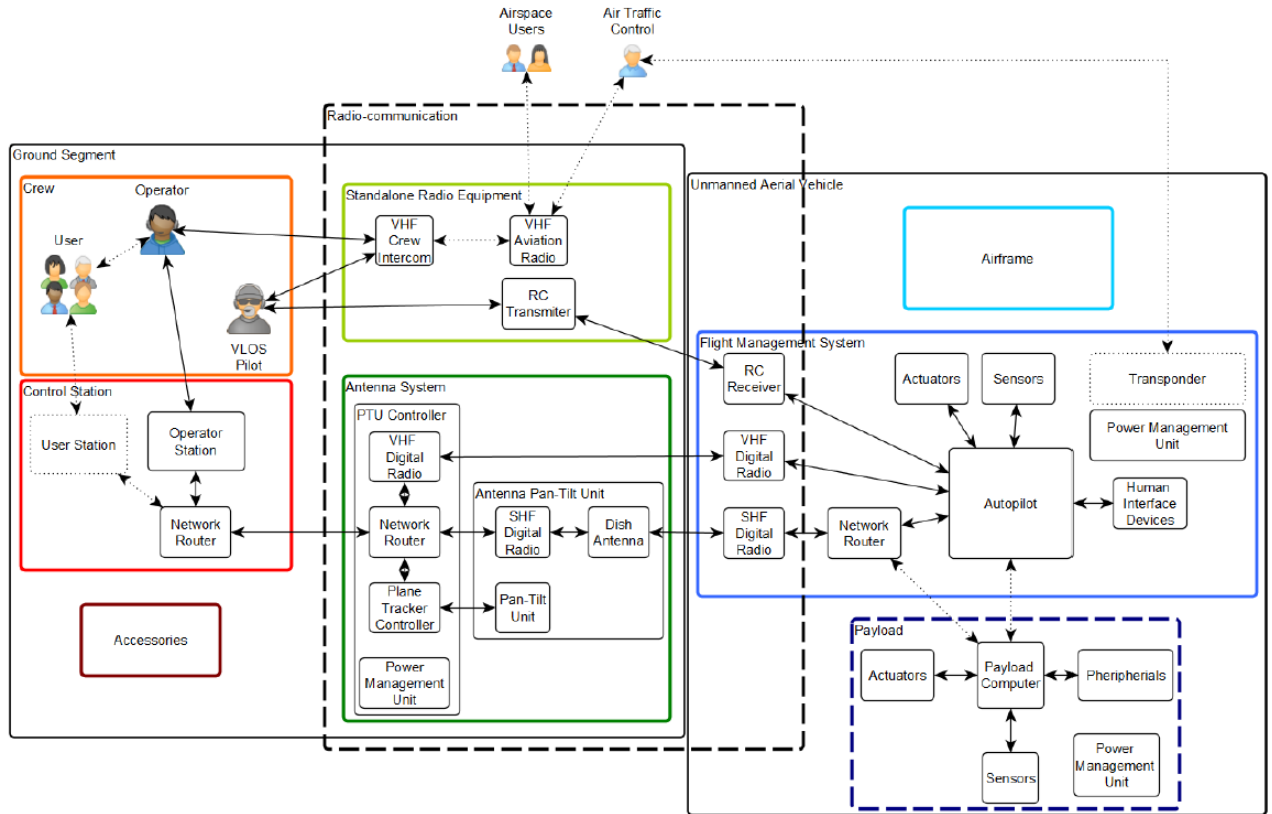


Figura 2.3: Arquitetura de implementação de um sistema completo. (retirado de [39]).

Quanto à comunicação entre os próprios UAVs, em [41] é descrita uma abordagem de controlo distribuído com aplicação de *model predictive control* em missões de busca e salvamento. Nesta referência o algoritmo aplicado implica que cada aeronave, ao efetuar a tomada de decisão, tome em conta as decisões tomadas pelas restantes aeronaves. No fim, a decisão final será enviada para os restantes UAVs e o mesmo procedimento é efetuado em cada um deles. Em [42] é implementado um sistema líder-seguidor, com uma arquitetura descentralizada, composto por 5 aeronaves sem utilização de comunicações entre elas. Para tal, as aeronaves seguidoras estão equipadas com sensores de medições relativas, conseguindo as informações necessárias para se estabelecerem nas posições certas da formação através da observação do líder. As informações conseguidas através desta observação são a orientação e a posição relativas, não sendo possível obter a aceleração do líder, como tal, é necessário implementar no algoritmo um módulo

preditivo das alterações de velocidade. Em [43] são identificados dois tipos de comunicações entre os UAVs da formação: comunicação contínua e comunicações *event-triggered*. No primeiro caso, as aeronaves encontram-se em constante troca de comunicações entre si por forma a manter o voo de formação, algo que o autor refere causar uma sobrecarga ao sistema de comunicações. Por outro lado, as comunicações *event-triggered*, são caracterizadas por apenas transmitirem informação entre os UAVs quando certos parâmetros, definidos previamente, se afastam por um determinado valor, também esse conhecido a priori, daquilo que seria o estado espectável. Uma vantagem que o autor refere é diminuir a sobrecarga nas comunicações da formação e simplificar a rede de comunicações.

2.3 Formulação do problema

Esta tese de mestrado enquadra-se no projecto de investigação VOAMAS, no contexto da implementação de uma solução de busca em ambiente marítimo, utilizando múltiplas aeronaves não-tripuladas, equipadas com diferentes sensores eletro-ópticos (espectro visível, infravermelho próximo e infravermelho de longo comprimento de onda). Em particular, no contexto desta tese de mestrado, assume-se que as câmaras a serem utilizadas são aqueles já disponíveis no CIAFA: a GOBI 384 (câmara de infravermelhos de longo comprimento de onda, também designada por câmara térmica) [44], a JAI AD-081 GE (câmara do espectro visível e infravermelho próximo) [45] e a TASE 150 (câmara ótica) [46]. Considera-se, à partida, que estes sensores serão incorporados em 3 aeronaves diferentes que deverão realizar um voo de formação, seguindo um padrão de busca a definir.

Face ao exposto, o problema considerado nesta tese pode ser formulado da seguinte forma: Considerem-se 3 aeronaves do tipo ANTEX-X02 Extended, cada uma equipada com um sensor diferente (GOBI, JAI e TASE), com vista à realização de uma missão de busca de um naufrago em ambiente marítimo:

1. Determinar o padrão de busca mais adequado a utilizar, tendo em conta as características das aeronaves e de cada um dos sensores embarcados.
2. Determinar a geometria da formação que assegura uma adequada utilização dos sensores disponíveis.
3. Determinar a arquitetura de controladores mais adequada, tendo em conta a missão a desempenhar.
4. Implementar uma solução de controlo de voo de formação, tendo em conta os resultados obtidos nos pontos anteriores.

3

Missão de busca em ambiente marítimo

3.1 Padrões e parâmetros de busca marítima

Em Portugal, as entidades responsáveis pela coordenação de missões de busca e salvamento são os Centros Coordenadores de Busca e Salvamento regionais (do inglês, *Rescue Coordination Center* (RCC)). Quando o alerta é dado, é o RCC que planeia a missão necessária, tendo em vista a natureza do alerta, os meios disponíveis capazes de responder ao alerta, bem como, a abordagem a ser adotada por esses meios. Para a situação mais próxima do caso em estudo, a utilização de meios aéreos para missões de busca marítima, o RCC tem de definir dois parâmetros: o ponto de início da busca (do inglês, *Commence Search Point* (CSP)) e o padrão de busca a ser utilizado. Existe ainda um terceiro parâmetro que só é aplicável a certos padrões, o *datum*. Este é o local onde é mais provável que o objeto de interesse seja encontrado. Dependendo do padrão implementado, o CSP pode ser coincidente com o *datum* ou não. O padrão de busca a ser implementado deverá ser o mais apropriado considerando um conjunto de fatores [47]:

- o grau de incerteza do objeto da busca;
- a capacidades de navegação dos meios de busca;
- os tipos de sensores implementados;
- o tipo de objeto de busca que os meios estão a tentar localizar;
- a direção e a velocidade previstas para o movimento do objeto;
- tempo limite de busca, que compreende: tempo expectável de sobrevivência, autonomia dos meios, etc;
- o padrão de busca estar dentro das capacidades operacionais do meio.

3.2 Padrões de Busca

3.2.1 Busca por setor

A busca por setor trata-se da procura dentro de uma área através de setores de um círculo, estes setores são triângulos que dividem a área do círculo em 6 partes iguais. Como é possível observar pela Figura 3.1, este tipo de padrão a aeronave inicia a busca no CSP, que se encontra no limite da área de busca, percorre uma distância equivalente ao diâmetro da área, passando pelo *datum*, coincidente com o ponto central do círculo, até chegar ao limite da área. Nesse momento a aeronave deverá fazer uma volta de 120º até alcançar de novo a margem da área, de seguida deverá fazer novamente uma volta de 120º, de onde percorre uma distância correspondente ao diâmetro da área e repete o processo todo até chegar

ao CSP. No caso da busca não ser bem-sucedida deverá ser repetida de modo que os triângulos estejam desfasados por 30° dos anteriores, relativamente ao *datum*.

Este padrão é recomendado quando o *datum* é um ponto conhecido. Por outro lado, não é recomendado quando é implementado um voo de múltiplas aeronaves que estejam à mesma altitude ou altitudes semelhantes, devido à área de busca relativamente pequena [47].

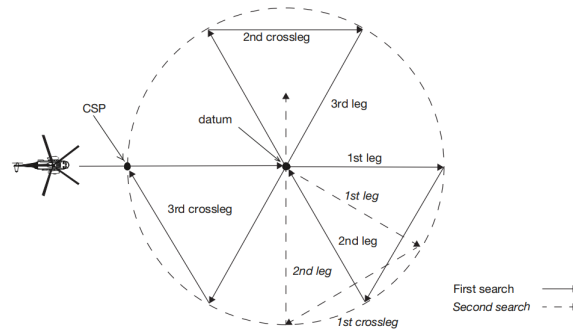


Figura 3.1: Busca por setor (retirado de [47]).

3.2.2 Busca por quadrado de expansão

A busca por quadrado de expansão caracteriza-se por começar no *datum* e tomar uma forma de espiral com linhas retas. Como é possível ver pela Figura 3.2, a aeronave começa a busca no *datum* afastando-se em linhas retas com comprimento S , a cada dois segmentos de reta o comprimento aumenta em S . No caso da busca não ser bem-sucedida deve ser repetida de forma que os segmentos de reta façam um ângulo de 45° com os da busca anterior. O valor de S é determinado pelo tamanho do campo de visão dos instrumentos de busca, quer sejam humanos ou eletrónicos. Este padrão apresenta as mesmas recomendações e limitações da busca por setor (ver Secção 3.2.1), sendo que neste caso há uma recomendação específica para a utilização de aeronaves de asa rotativa [47].

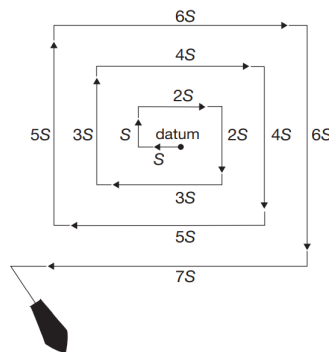


Figura 3.2: Busca por Quadrado de expansão (retirado de [47]).

3.2.3 Busca por rasto

A busca por rasto é implementada quando o objeto de busca se trata de uma embarcação ou aeronave em que não se conhece o ponto certo de perda de contacto/local de emergência, mas sim uma rota anterior (rasto) em que a probabilidade de o objecto (embarcação/aeronave) de interesse se ter mantido nesse rumo é elevada. Na Figura 3.3, com retorno, a aeronave faz a busca de maneira que a rota do objeto fique distanciada $S/2$ da rota da embarcação/aeronave, sendo que termina a busca no lado onde começou. Na Figura 3.4, sem retorno, a aeronave começa por seguir a rota de perda, para depois fazer a busca ao lado da rota com um distanciamento S da mesma e termina a busca no lado oposto àquele onde começou. Este padrão é recomendado como uma primeira abordagem à busca devido à maior facilidade de implementação, face à abordagem anteriormente referida [47].

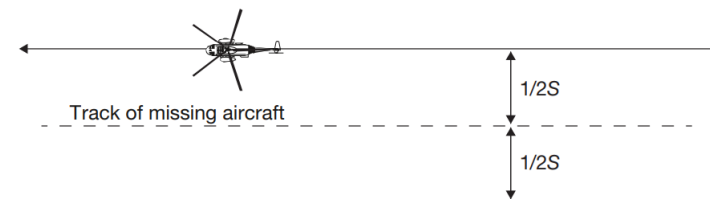


Figura 3.3: Busca por rasto, com retorno (retirado de [47]).

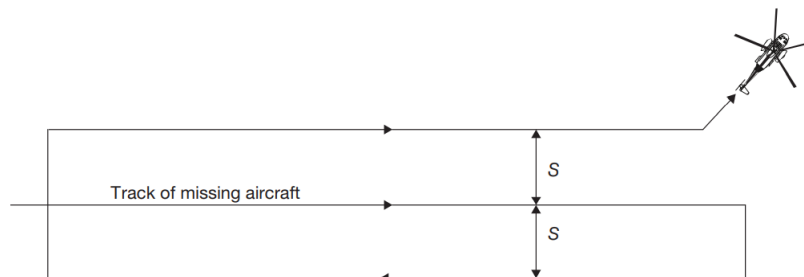


Figura 3.4: Busca por rasto, sem retorno (retirado de [47]).

3.2.4 Busca por varrimento paralelo e por varrimento rastejante

A busca por varrimento paralelo e por varrimento rastejante é utilizada quando não existe certeza quanto à localização do objeto da busca, mas sim uma área provável. No caso da busca por varrimento paralelo (Figura 3.7a), as linhas de busca são paralelas ao lado maior da área de interesse designada, tipicamente um retângulo, enquanto no caso da busca por varrimento rastejante (Figura 3.7b), as linhas de busca são paralelas ao lado mais pequeno da área. O segundo padrão implica um maior número de voltas, o que pode diminuir a eficiência da aeronave para percorrer o percurso na totalidade, no entanto, durante a fase de planeamento da missão, estas áreas são determinadas de modo que a maior probabilidade de

encontrar o objeto da busca esteja próximo do CSP, o que em termos práticos aumenta a probabilidade de encontrar o objeto da busca ainda antes de terminar todo o percurso [47].

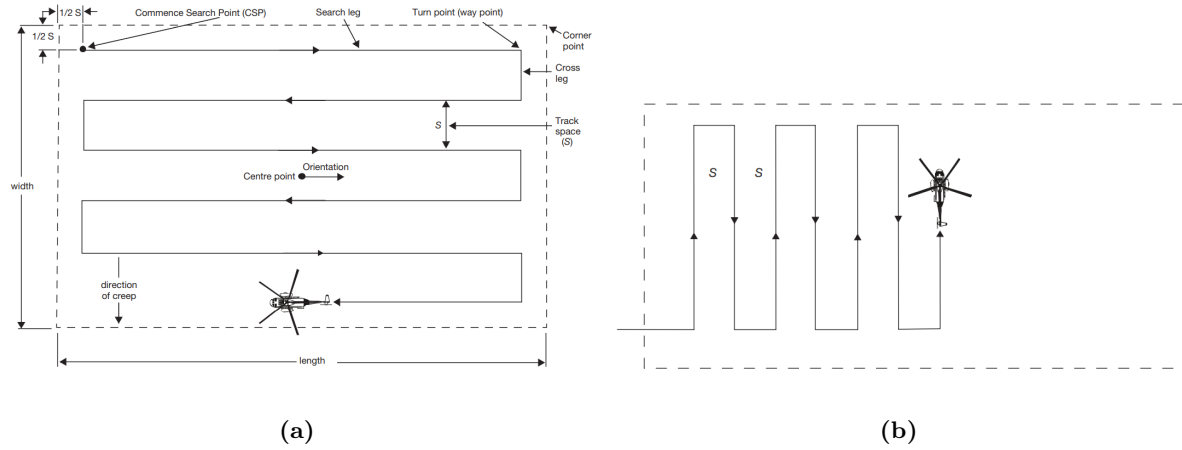


Figura 3.5: (a)Busca por varrimento paralelo; (b)Busca por varrimento rastejante (retirado de [47]).

3.3 Escolha do padrão de busca a implementar

De modo a poder escolher o padrão de busca que melhor se enquadra com a aplicação proposta, serão consideradas as seguintes premissas de partida, em parte decorrentes da própria formulação do problema desta dissertação:

- **Grau de incerteza:** assume-se à partida que não existe um *datum* conhecido e que, portanto, a posição provável do objeto da busca não é um ponto, mas sim uma área;
- **Meios atribuídos:** aeronaves de asa fixa não tripuladas (ANTEX-X02 Extended) que têm capacidade de execução de qualquer um dos padrões apresentados anteriormente;
- **Sensores utilizados:** consistem em duas câmaras óticas (JAI AD-081 e TASE 150) e uma câmara térmica (GOBI 384), utilizadas numa forma de busca visual;
- **Objetos da busca:** para esta implementação, neste fator serão considerados náufragos, portanto não se prevê que estes tenham consigo instrumentos que facilitem a sua localização de outra forma que não a visual;
- **Movimento do objeto da busca:** este fator não será tido em conta, pois, qualquer que seja o padrão de busca utilizado, será possível ajustar os parâmetros do mesmo de modo a conseguir seguir o objeto de forma adequada;
- **Tempo de busca:** assume-se que não existem restrições, em termos de autonomia ou alcance das comunicações com a estação de solo, para implementar qualquer dos padrões apresentados;

- **Capacidades operacionais do meio:** considera-se que o facto de ser implementado o voo de formação é a característica mais limitativa neste ponto;
- **Restrições de segurança:** é definida como distância mínima entre aeronaves um valor de 50 metros de distância.

É de salientar que a implementação proposta prevê que a utilização de três aeronaves equipadas com uma câmara cada seja capaz de efetuar as mesmas missões que seriam esperadas da implementação de uma única aeronave equipadas com os três tipos de sensores.

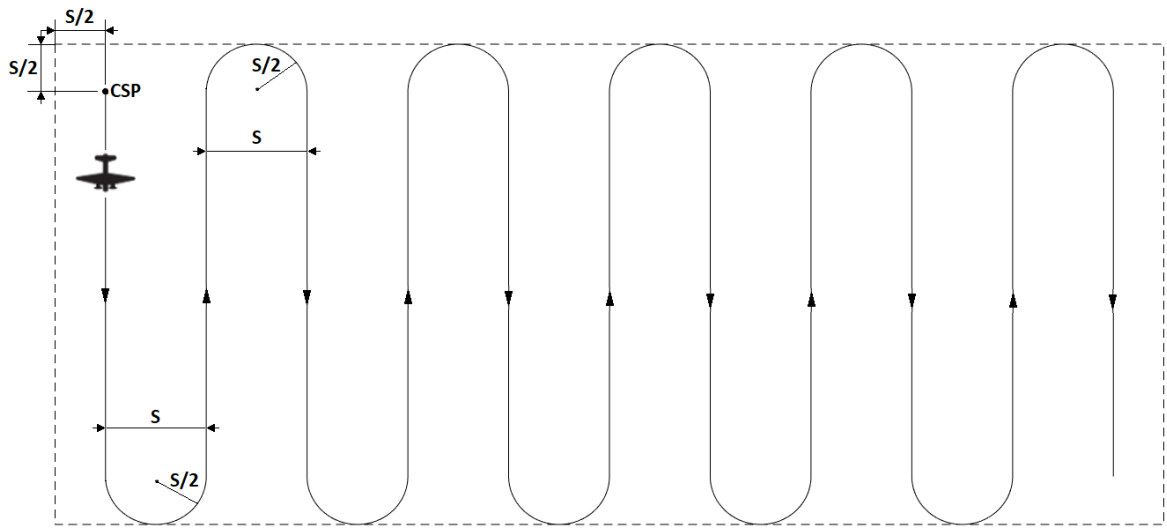


Figura 3.6: Padrão de busca a implementar.

Tendo em conta que a proposta de implementação compreende a utilização de aeronaves de asa fixa e um *datum* não conhecido, pode-se eliminar os três primeiros padrões de busca apresentados. A diferença entre os padrões de varrimento depende sobretudo do tempo de missão. Segundo a entrevista em anexo, apesar de o varrimento rastejante apresentar uma menor eficiência quanto à autonomia dos meios, apresenta uma maior eficácia no encontro do objeto da busca em menor tempo, o que faz com que seja o padrão de busca mais adequado a ser implementado, nas condições apresentadas.

No entanto, é necessário fazer alguns ajustes ao padrão de varrimento rastejante para se adaptar às características das aeronaves e dos sensores implementados. Para tal, foi decidido que as pernas horizontais do percurso fossem substituídas por semicírculos, de modo a suavizar o seguimento do caminho. Esta aplicação também ajuda a garantir que quando as aeronaves entram nas pernas verticais se encontram numa atitude de asas direitas e o campo de visão não está distorcido pelo pranchamento da volta. Como é possível observar pela Figura 3.6, o CSP está localizado no canto da área de busca, separado do mesmo

pela distância $S/2$ nas duas direções. Tal como no varrimento rastejante, a distância entre pernas é definida pela distância S e, neste caso, o raio das voltas entre pernas será de $S/2$.

Uma vez definido o padrão de busca, é necessário calcular o S , sendo que este é dependente dos sensores com que as aeronaves estão equipadas e do seu *footprint* conjunto. Este estudo será apresentado na Secção 3.4.

3.4 *Footprint* dos Sensores

3.4.1 Características das câmaras

Através da análise das *datasheets* correspondentes às câmaras definidas na Secção 2.3 , foi possível obter as seguintes informações referentes às mesmas:

- GOBI 384: esta é uma câmara térmica por infravermelhos com 384x288 *pixels* e um comprimento focal de 720 mm, o que lhe confere, a 2000 pés de altitude, um campo de visão com 325 metros de largura e 244 metros de comprimento [44].
- JAI AD-081 GE: uma câmara ótica com 1024x768 *pixels* e um comprimento focal de 1290 mm, o que lhe confere, a 2000 pés de altitude, um campo de visão de 484 metros de largura e 363 metros de comprimento [45].
- TASE 150: uma câmara ótica com capacidade de zoom, com 640x480 *pixels* e um comprimento focal de 636 mm, o que lhe confere, a 2000 pés de altitude e com 0% zoom, um campo de visão de 613 metros de largura e 460 metros de comprimento [46].

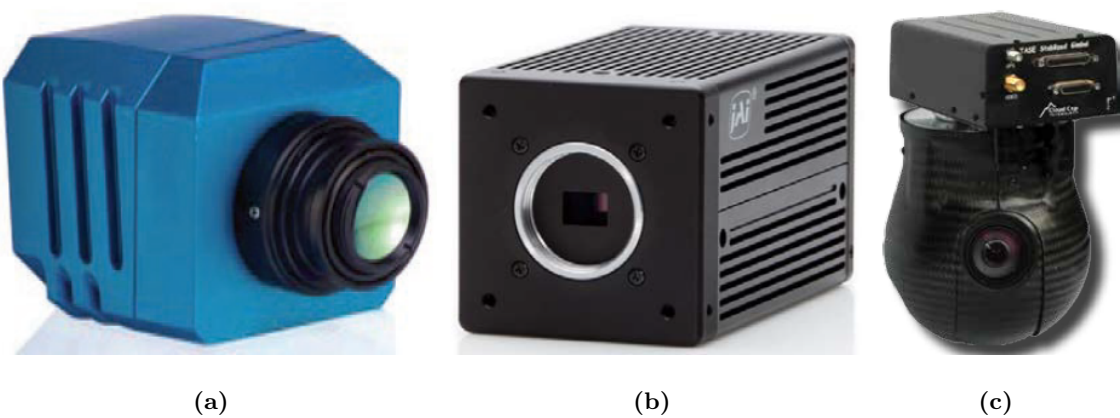


Figura 3.7: (a)GOBI 384 (retirado de [44]); (b)JAI AD-081 GE (retirado de [45]); (c)TASE 150 (retirado de [46]).

O valor de 2000 pés de altitude é considerado tendo por base a altitude comum de operação de UAVs em missões em ambiente marítimo. Os valores para largura e comprimento do campo de visão de cada

câmara acima apresentados, foram calculados através do método para determinação da localização de objetos no referencial inercial local através da utilização de dados de uma câmara incorporada numa *gimbal* a bordo de uma aeronave, apresentado em [48], e que é definido pela seguinte equação:

$$p_{obj}^i = p_{UAV}^i + h \frac{R_b^i R_g^b R_c^g \tilde{l}^c}{k^i \cdot R_b^i R_g^b R_c^g \tilde{l}^c} \quad (3.1)$$

onde R_b^i , R_g^b e R_c^g são matrizes de rotação entre o referencial inercial e o corpo do UAV, entre o corpo do UAV e a gimbal e entre a gimbal e a câmara, respetivamente, $\tilde{l}^c$ é a projeção normalizada do objeto na câmara, h a altitude do UAV e p_{UAV}^i é o vetor de coordenadas do UAV no referencial inercial. Na Figura 3.8 é possível ver a comparação dos *footprints* das câmaras acima descritas, a 2000 pés de altitude e centradas no mesmo ponto, tal como está descrito na legenda, a traço cheio vermelho, a traço interrompido azul e a ponto traço verde tem-se as câmaras, GOBI 384, JAI AD-081 e TASE 150, respetivamente.

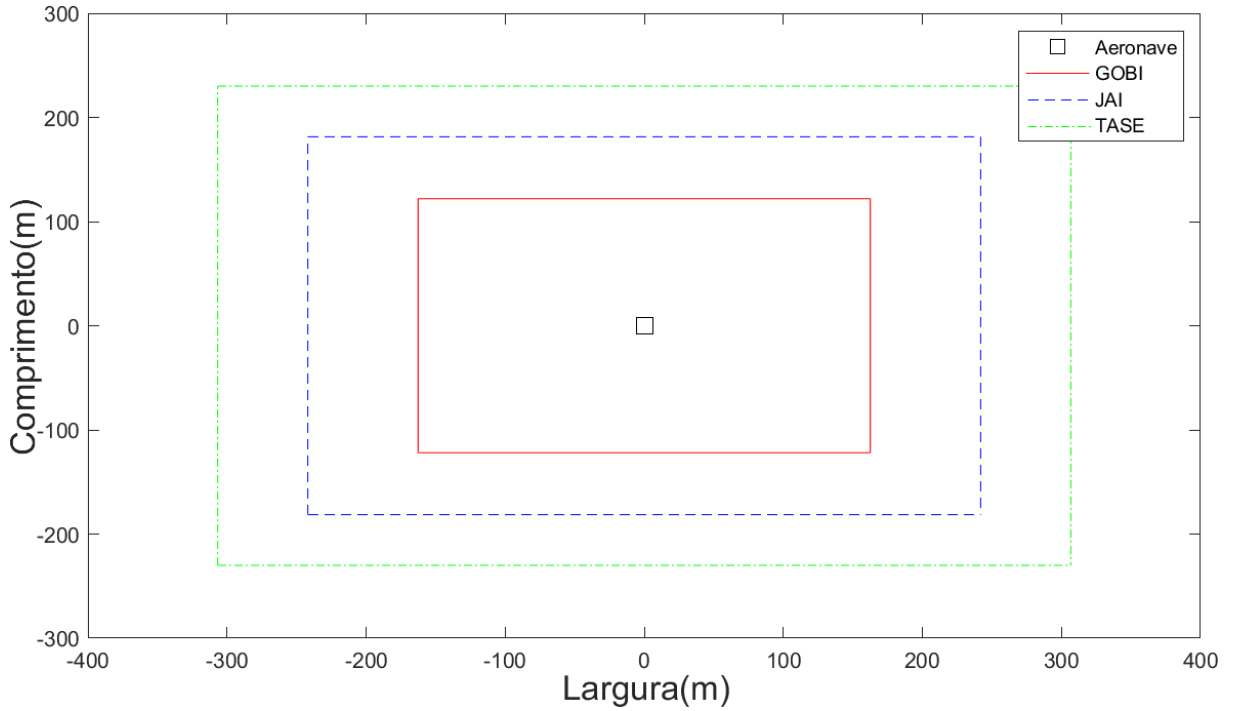


Figura 3.8: *Footprint* de cada câmara a 2000 pés de altitude.

3.4.2 *Footprint* composto

Tendo em conta os resultados obtidos para o *footprint* de cada uma das câmaras, para a mesma altitude, concluiu-se que a área considerada para o cálculo de S deverá ser a correspondente à câmara GOBI 384,

dado que tal corresponde ao campo de visão mais pequeno e que restringe mais um campo de visão sobreposto das três câmaras. Por estas razões também se pode concluir que a aeronave equipada com a câmara GOBI deverá ser posicionada no centro da formação. No sentido de minimizar a distorção da imagem de cada câmara, que deverá apontar para o centro da formação, as aeronaves deverão estar tão próximas quanto possível, respeitando as restrições de segurança definidas na Secção 3.3. Neste sentido, considera-se inicialmente um voo de formação em linha, com as três aeronaves à mesma altitude de 2000 pés, separadas por 50 metros (distância de segurança) e as imagens das câmaras centralizadas no mesmo ponto (correspondente ao centro da trajectória), obtendo-se o seguinte *footprint* composto, delimitado pelo campo de visão da câmara GOBI, conforme ilustrado na Figura 3.9:

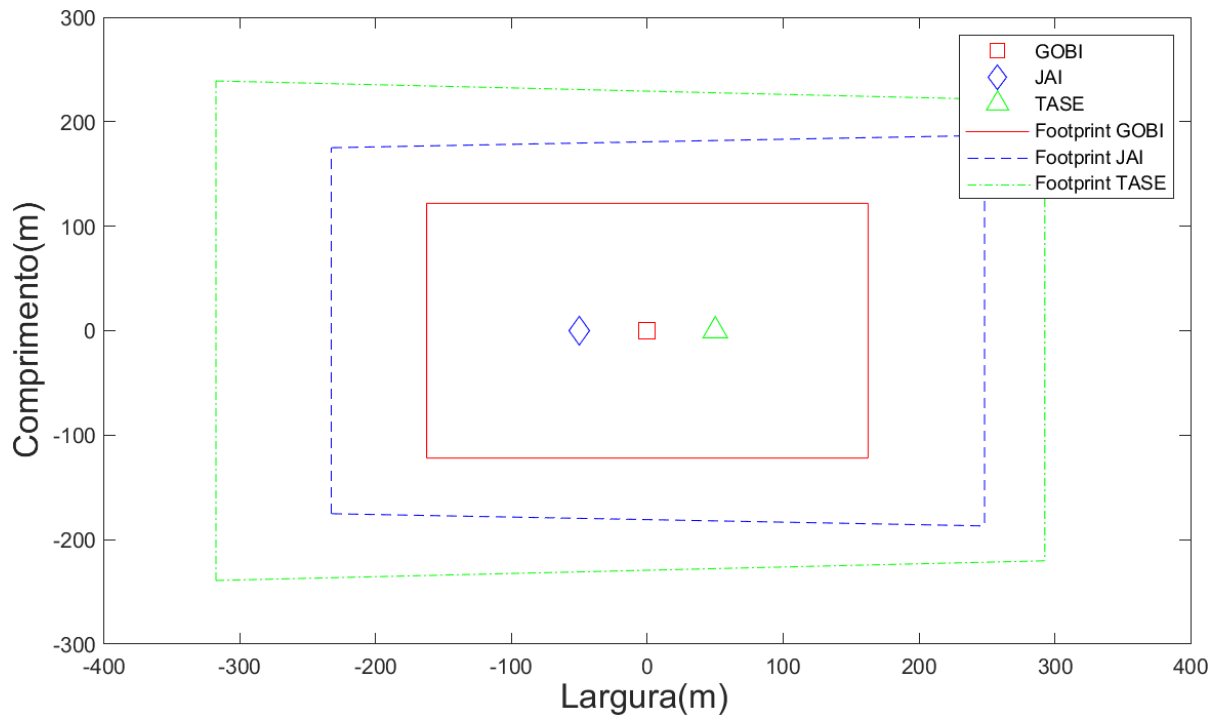


Figura 3.9: *Footprint* das câmaras a 2000 pés com 50 metros de distância lateral.

É possível perceber, a partir da Figura 3.9, que esta abordagem dá origem a uma área não aproveitada na sobreposição dos três campos de visão das câmaras. Uma forma de proporcionar uma maior sobreposição dos *footprints* das câmaras instaladas nas aeronaves laterais é reduzir a sua altitude, tendo em atenção que estas não entrem no campo de visão da câmara GOBI. Através de um método iterativo, onde foram testadas variações de 100 pés de altitude, foi possível determinar que, mantendo os 50 metros de distanciamento lateral, as aeronaves laterais entram no *footprint* da câmara GOBI a partir dos 500 pés de diferença de altitude.

3.5 Parâmetros da geometria de formação

3.5.1 Cálculo da distância lateral S

Segundo a entrevista no anexo 7, uma restrição para o cálculo do S é a necessidade de existir uma relação entre a largura da área sobreposta do campo de visão dos meios de busca (Sp) e a distância entre pernas consecutivas da busca (S) de, no mínimo, 10%. Assim, com largura do *footprint* LF , tem-se que a largura da área sobreposta é dada por:

$$Sp = LF - S \quad (3.2)$$

E que,

$$\frac{Sp}{S} \geq 10\% \quad (3.3)$$

Das equações 3.2 e 3.3 obtém-se:

$$\frac{LF - S}{S} \geq 0.1 \quad (3.4)$$

Para determinar a geometria final da formação é necessário conjugar o padrão de busca definido na Secção 3.3 e o *footprint* conjunto resultante da Secção 3.4.2, correspondente ao campo de visão da GOBI, com parâmetros mínimos de voo, mais especificamente raio de volta mínimo, que será considerado como 100 metros. Como é possível perceber pela Figura 3.6, este raio de volta mínimo vai influenciar o cálculo do S , através do raio de volta das aeronaves laterais (exterior e interior à volta, que executarão, respectivamente, raios de volta de $S/2 + d_{min}$ e $S/2 - d_{min}$, onde, neste caso, d_{min} corresponde à separação lateral mínima entre aeronaves). Deste modo e assumindo $d_{min} = 50\text{m}$ tem-se:

$$\left\{ \begin{array}{l} S = 300 \\ \frac{LF - S}{S} \geq 0.1 \end{array} \right\} \Leftrightarrow \left\{ \begin{array}{l} S = 300 \\ LF \geq 1.1S \end{array} \right\} \Leftrightarrow \left\{ \begin{array}{l} S = 300 \\ LF \geq 330 \end{array} \right\} \quad (3.5)$$

Assim, a largura mínima para o *footprint* conjunto será de 330 metros. A Figura 3.6 também permite perceber que o comprimento do *footprint* (CF) deverá ser maior ou igual à distância longitudinal entre o CSP e o limite horizontal, mais próximo do CSP, o que resulta, com $S = 300\text{m}$, em:

$$CF \geq 300 \quad (3.6)$$

Na Figura 3.10, está ilustrada a sobreposição do *footprint* da formação, neste caso representada apenas por uma aeronave. Note-se que a aeronave encontra-se em instantes diferentes da busca.

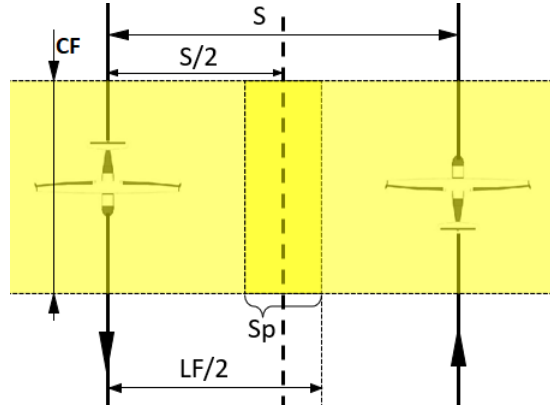


Figura 3.10: Esquema de sobreposição do *footprint*.

Estes valores apresentados para mínimos de largura e comprimento do *footprint* não permitem os valores apresentados pelo campo de visão da câmara GOBI, apresentados na Figura 3.8. Uma forma de aumentar a largura e o comprimento do *footprint* conjunto será aumentar a altitude da formação, mantendo a distância de 500 pés entre a aeronave central e as laterais. Através de um método iterativo chegou-se à conclusão de que, com a aeronave central a 2500 pés de altitude e as aeronaves laterais a 2000 pés de altitude, a largura e o comprimento do *footprint* conjunto já apresentam valores dentro das restrições apresentadas: largura igual a 406 metros e comprimento igual a 305 metros. Assim tem-se:

$$LF = 406 > 330 \quad (3.7)$$

$$CF = 305 > 300 \quad (3.8)$$

Resultando em,

$$Sp = LF - S = 106 \Rightarrow \frac{Sp}{S} = 35,3\% > 10\% \quad (3.9)$$

Na Figura 3.11 é apresentado o *footprint* composto resultante dos valores de $LF = 406\text{m}$ e $CF = 305\text{m}$. Como foi determinado anteriormente, a formação terá uma geometria linear, no que toca ao plano horizontal, e, com os valores de altitude a 2500 pés para a aeronave central e 2000 pés para as aeronaves laterais, terá uma geometria triangular, quanto ao plano vertical. Na Figura 3.12 está representado o padrão de busca da formação bem como o *footprint* conjunto das três câmaras. Na Figura 3.13 está ilustrada a disposição da formação no plano vertical.

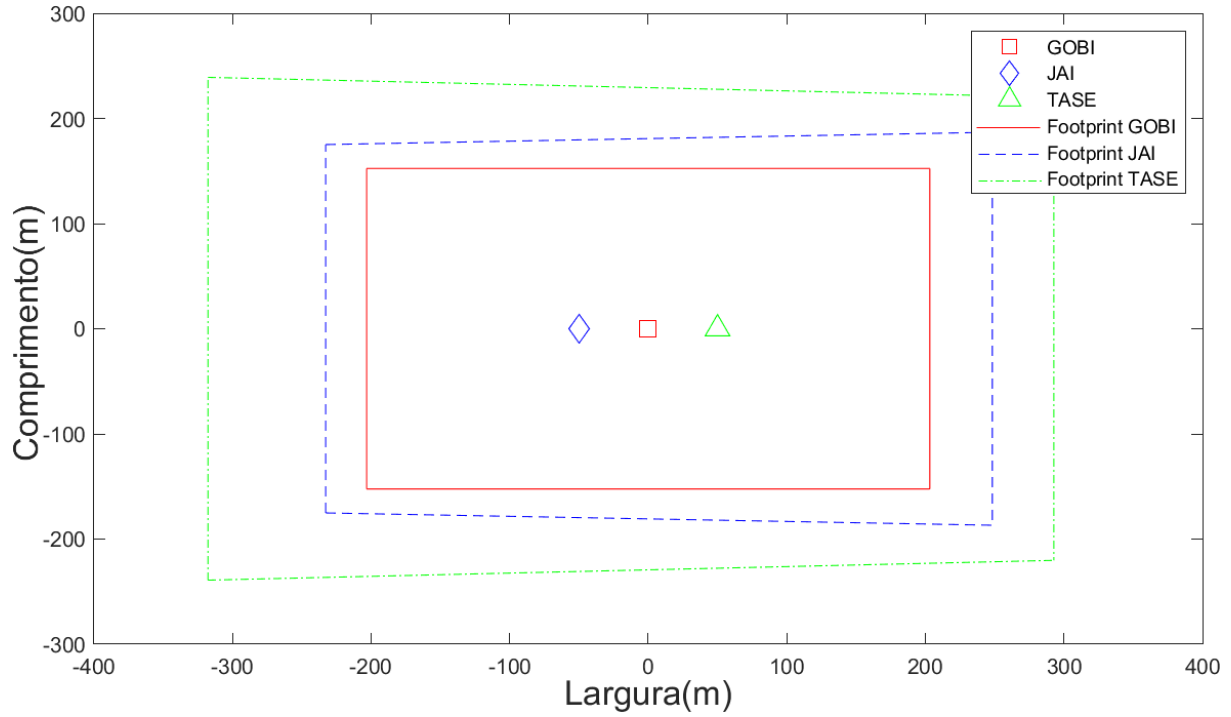


Figura 3.11: *Footprint* das câmeras a 2500 pés, aeronave central, e 2000 pés, aeronaves laterais.

Através dos resultados de LF , CF e Sp apresentados neste capítulo, é possível determinar que esta geometria de formação permite cumprir com todos os requisitos e premissas de partida, identificados na formulação do problema que esta tese se propõe resolver.

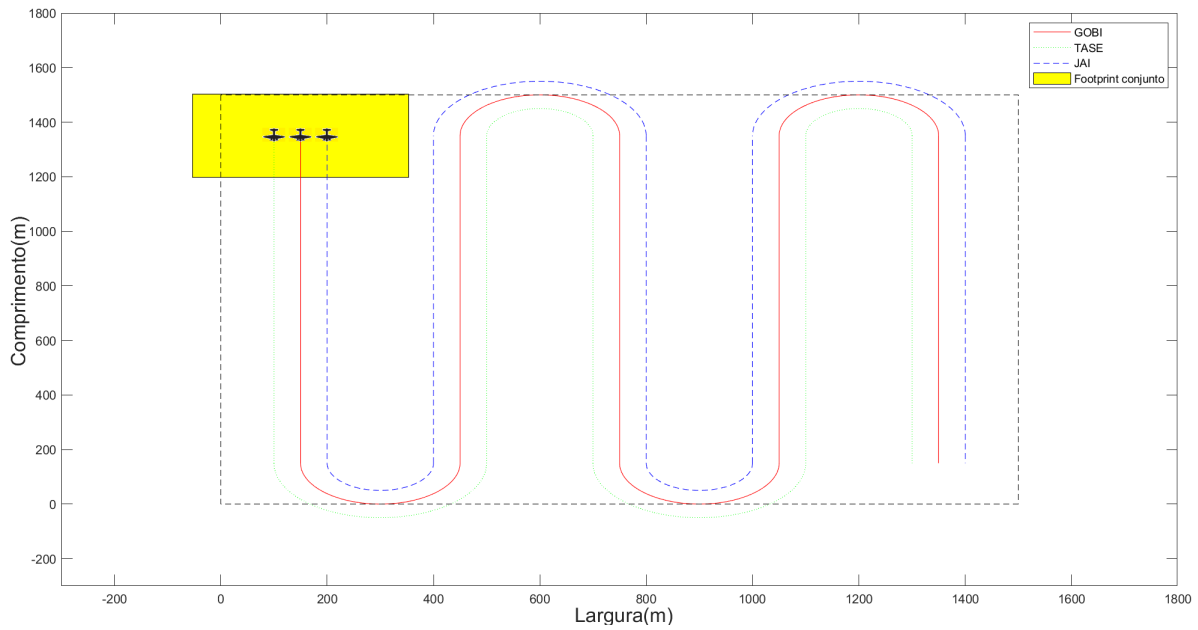


Figura 3.12: Padrão de busca da formação com *footprint* conjunto.

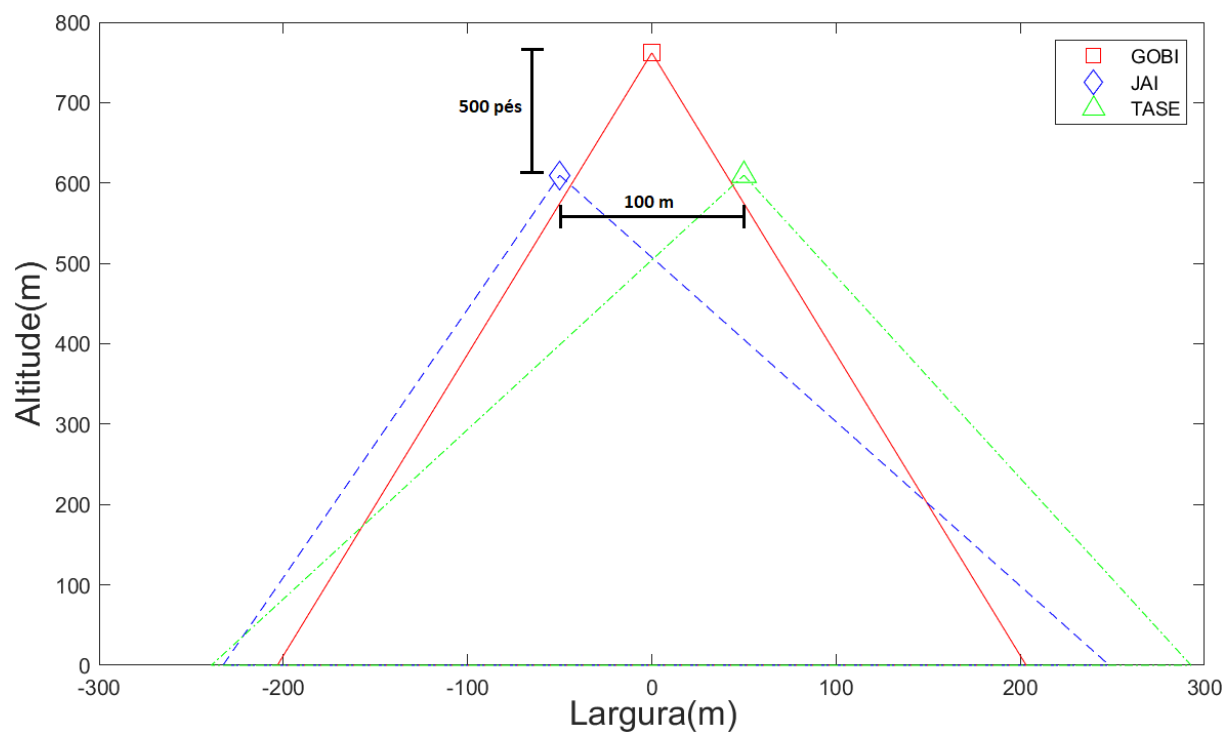


Figura 3.13: Vista de frente da formação e do campo de visão de cada câmara.

4

Controlo de voo de formação

Neste capítulo será apresentada a arquitetura escolhida, a hierarquia de controladores proposta e os algoritmos de controlo do voo da aeronave líder e das aeronaves seguidoras.

4.1 Arquitetura escolhida

De modo a responder à terceira parte do problema proposto na Secção 2.3, "Determinar a arquitetura de controladores mais adequada, tendo em conta a missão a desempenhar.", é necessário primeiro definir o sistema. Este é composto por 3 aeronaves não tripuladas em voo de formação. Quanto ao método adotado, foi escolhida uma abordagem líder-seguidor, onde o líder será a aeronave central que se encontra a 2500 pés e equipada com a câmara GOBI. As aeronaves seguidoras serão as aeronaves laterais que se encontram a 2000 pés e equipadas com as câmaras JAI e TASE. A escolha do método líder-seguidor tem como base evitar a necessidade de sincronismo entre as aeronaves. Em comparação com o método de líder virtual, em que todas as aeronaves têm de ter a sua referência sincronizada com as restantes, implicando um sistema de comunicações mais complexo, o líder-seguidor apresenta uma implementação mais simples e não tão dependente do sistema de comunicações, sendo que as aeronaves estarem equipadas com transponder capazes de comunicações ADS-B *in/out* é suficiente para validar a utilização do método. Para o controlo da aeronave líder será implementado um algoritmo de *path following* de uma referência que percorre o padrão de busca apresentado na Figura 3.6. No caso das aeronaves seguidoras, será implementado um algoritmo de *trajectory tracking* onde a trajetória de seguimento será definida pelo comportamento do líder.

4.2 Arquitetura de controladores

Conforme ilustrado na Figura 4.1, a estrutura hierárquica de controlo proposta é definida por 3 modos comutativos entre si, sendo o modo de *obstacle avoidance* o que deverá ter prioridade sobre os restantes e, por outro lado, o modo busca aquele que não se sobrepõe a nenhum dos restantes.

O modo de *obstacle avoidance* serve como meio de proteção preventiva que assegura que as aeronaves estão sempre a uma distância segura entre si. Este é um modo do tipo *trigger*, isto significa que o algoritmo está sempre a correr em plano de fundo, mas só entra em ação quando um evento o aciona. Como foi definido na Secção 3.5, cada aeronave encontra-se a uma altitude constante (2500 pés e 2000 pés, aeronave líder e aeronaves seguidoras, respetivamente) e distâncias constantes entre membros da formação (100 metros laterais entre aeronaves seguidoras e 500 pés entre aeronave líder e cada uma das restantes).

A Figura 4.2 ilustra as distâncias lateral e de altitude de entrada (paralelepípedo verde) e saída (paralelepípedo vermelho) do modo de *obstacle avoidance*. Este modo será ativado sempre que uma das restantes aeronaves entrar no volume verde e será desativo quando nenhuma se encontrar no volume

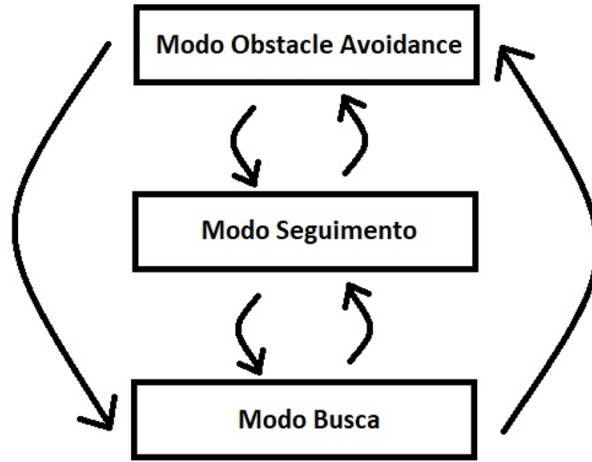


Figura 4.1: Hierarquia de controladores do sistema.

vermelho. As dimensões do paralelepípedo vermelho aumentam em 25% quando comparadas ao verde para que não exista possibilidade de o modo estar a comutar intermitentemente.

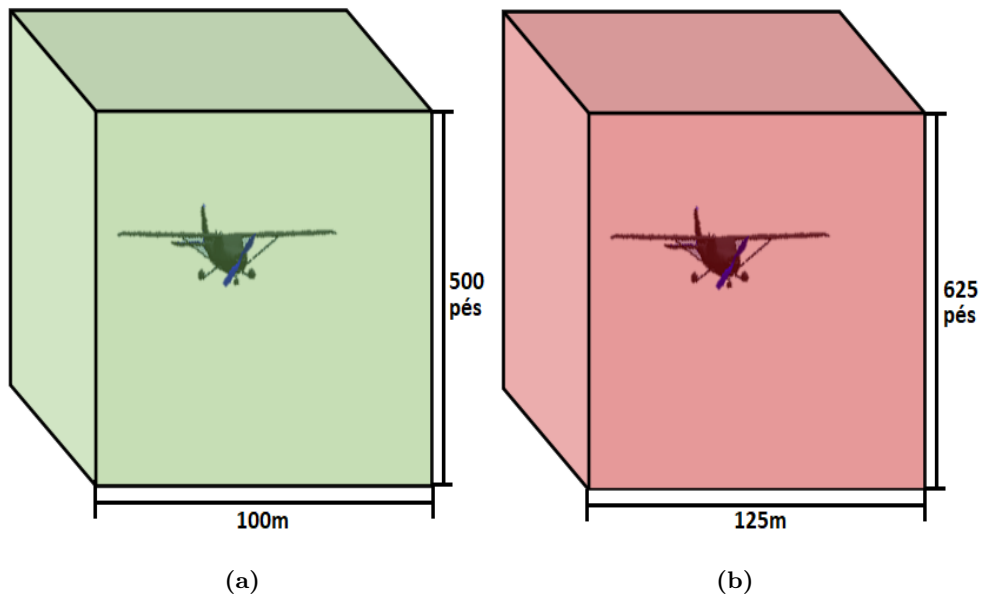


Figura 4.2: (a) Volume de segurança que ativa o modo *obstacle avoidance*; (b) Volume de segurança que desativa o modo *obstacle avoidance*.

Em segundo lugar na hierarquia, o modo seguimento é o responsável por garantir que o alvo de interesse se mantém no *footprint* dos sensores e que é feito o reporte de alvo encontrado. Tal como o modo anterior, este é do tipo *trigger*. Neste caso, o evento que o aciona é ser captado pelos sensores um objeto de interesse. Após ser acionado, a referência da aeronave líder passa a ser uma circunferência de raio de 300 metros, de modo a manter as restrições de segurança previstas para as voltas na Secção 3.5,

centrada no alvo, de modo que os meios de salvamento as possam ter como referência. Se existir mais do que um ponto de interesse na busca, este modo poderá ser desativado assim que exista confirmação da *ground station* que a informação de localização do objeto da busca foi recebida. Outra forma de desativar este modo é se o evento que o ativou ser determinado como falso alarme. Apesar deste modo ser menos prioritário na escala hierárquica que o modo de *obstacle avoidance*, assim que é acionado por qualquer uma das aeronaves é acionado em todas, a não ser que alguma delas se encontre no primeiro modo. Isto acontece para que cada sensor de cada aeronave possa ser utilizado na identificação do alvo, diminuindo a probabilidade de falso alarme.

Por último, o modo busca é aquele que determina o voo das aeronaves. Sendo o modo menos complexo, é aquele que está mais tempo ativo e só o deixa de estar quando algum dos eventos, acima mencionados, acontecer. Neste modo temos um voo de formação líder-seguidor em que a aeronave líder segue uma referência de *path following*, concordante com as informações emanadas pelo RCC, em termos de localização do CSP, área de busca e número de possíveis alvos de interesse. Também deveria ser incluído o padrão de busca a utilizar, mas neste trabalho apenas será abordado o varrimento rastejante. Dos três modos apresentados, esta tese apenas se propõe a definir o controlo de voo das aeronaves no modo de busca.

É de realçar que a solução de comutação apresentada nesta secção é apenas um esboço do sistema completo que poderá ser implementado no futuro. Em particular, as questões de análise de estabilidade do sistema e a estratégia de *obstacle avoidance* e/ou seguimento mais adequada, composto pelos seus diferentes modos, deverá ser aprofundada em trabalhos futuros.

4.3 Leis de controlo de *Path Following*

De modo a definir as leis de controlo para o voo da aeronave líder, foi tomada a mesma abordagem de resolução de um problema de *path following* apresentada em [49]. Para a implementação desta abordagem é necessário primeiro definir o referencial em que a aeronave se encontra bem como o referencial pelo qual serão calculados os erros de posição relativos ao seguimento do caminho, neste segundo caso tratando-se de um referencial de Serret-Frenet.

Considere-se um referencial inercial local definido por $\{I\} = \{\vec{x}, \vec{y}\}$, onde $\vec{x}$ aponta para Norte e $\vec{y}$ aponta para Este. O caminho de referência é definido recorrendo às equações paramétricas $p(\ell) = [p_x(\ell), p_y(\ell)]$ onde ℓ está definido num determinado intervalo que, por conveniência, se assume que corresponde ao comprimento do caminho. Note-se que para um dado $\ell > 0$, $P = p(\ell)$ corresponde a um ponto caminho, expresso no referencial inercial local. Por último, considere-se um referencial de Serret-Frenet $\{F\} = \{\vec{s}_1, \vec{y}_1\}$ com origem no ponto de referência do caminho (P). Os referenciais $\{I\}$ e $\{F\}$ encontram-se ilustrados na Figura 4.3. Na figura também são representados ψ_{ref} , ângulo entre o referencial de Serret-Frenet no ponto P e o eixo $\vec{x}$, e ψ_l , ângulo entre a direção da velocidade do UAV e o eixo $\vec{x}$. As

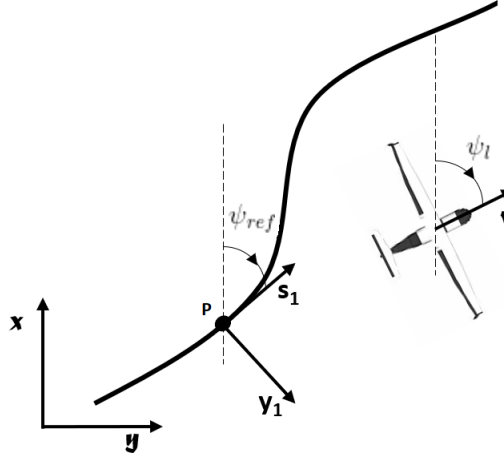


Figura 4.3: Referencial aeronáutico e referencial de Serret-Frenet adotados.

equações de cinemática do UAV são dadas por:

$$\begin{cases} \dot{x}_l = v_l \cos(\psi_l) \\ \dot{y}_l = v_l \sin(\psi_l) \\ \dot{\psi}_l = r_l \end{cases} \quad (4.1)$$

onde v_l e r_l são as velocidades linear e angular da aeronave líder, respetivamente, medidas e expressas no referencial inercial. O referencial de Serret-Frenet será utilizado para calcular os erros de posição entre a aeronave e determinado ponto P do caminho. Deste modo é necessário converter as coordenadas (x_l, y_l) da aeronave líder em coordenadas (s_1, y_1) , através de:

$$\begin{bmatrix} s_1 \\ y_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_{ref}) & \sin(\psi_{ref}) \\ -\sin(\psi_{ref}) & \cos(\psi_{ref}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_l - x_{ref} \\ y_l - y_{ref} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Na equação 4.2 (y_{ref}, x_{ref}) são as coordenadas do ponto P, escritas no referencial inercial local. Aos erros de posição acima definidos deve-se acrescentar o erro de orientação $\psi_{erro} = \psi_l - \psi_{ref}$. Para deduzir as leis de controlo do movimento lateral e longitudinal do UAV, é necessário calcular a dinâmica do erro do problema ora formulado, através do cálculo das derivadas dos erros de posição e orientação. Deste modo, a dinâmica do erro é dada por:

$$\begin{cases} \dot{s}_1 = -\dot{s}(1 - c_c y_1) + v_{cmd} \cos(\psi_{erro}) \\ \dot{y}_1 = -c_c \dot{s} s_1 + v_{cmd} \sin(\psi_{erro}) \\ \dot{\psi}_{erro} = \dot{\psi}_l - \dot{\psi}_{ref} \end{cases} \quad (4.3)$$

onde $\dot{s}$ é a velocidade de P ao longo do caminho, c_c é a curvatura do caminho no ponto P, definida por $\frac{1}{raio}$, e v_{cmd} a velocidade comandada para a aeronave. A resolução deste problema de *path following* pode ser incorporado numa função de Lyapunov:

$$V_1 = \frac{1}{2}(s_1^2 + y_1^2) + \frac{1}{2\gamma}(\psi_{erro} - \delta(y_1, v))^2 \quad (4.4)$$

O cálculo da derivada de V_1 resulta em:

$$\dot{V}_1 = s_1(v \cos(\psi_{erro}) - \dot{s}) + y_1 v \sin(\delta) + \frac{1}{\gamma} \cdot (\psi_{erro} - \delta) \left(\dot{\psi}_{erro} - \dot{\delta} + \gamma y_1 v \frac{\sin(\psi_{erro}) - \sin(\delta)}{\psi_{erro} - \delta} \right) \quad (4.5)$$

A partir da definição de V_1 , e dado que $\dot{V}_1 \leq 0$, os erros s_1 , y_1 e ψ_{erro} são delimitados. A partir do lema de Barbalat, é possível provar que os erros s_1 , y_1 e ψ_{erro} convergem para zero quando $t \rightarrow \infty$. A prova detalhada desta convergência encontra-se em [50]. Segundo [49], as leis cinemáticas de controle para $\dot{s}$ e $\dot{\psi}_{erro}$ são dadas por:

$$\begin{cases} \dot{s} = v_{cmd} \cos(\psi_{erro}) + k_1 s_1 \\ \dot{\psi}_{erro} = \dot{\delta} - \gamma y_1 v_{cmd} \frac{\sin(\psi_{erro}) - \sin(\delta)}{\psi_{erro} - \delta} - k_2 (\psi_{erro} - \delta) \end{cases} \quad (4.6)$$

onde k_1 e k_2 são parâmetros positivos constantes e δ e $\dot{\delta}$ são funções auxiliares definidas por:

$$\delta = -\text{sign}(v_{cmd})\theta_a \tanh(y_1) \quad (4.7)$$

$$\dot{\delta} = -\text{sign}(v_{cmd})\theta_a \text{sech}^2(y_1) \dot{y}_1 \quad (4.8)$$

No sistema 4.6 têm-se as equações que definem as leis de controle para $\dot{s}$ e $\dot{\psi}_{erro}$, no entanto estas deverão ser reescritas em ordem a v_{cmd} e $\dot{\psi}_l$, com $\dot{\psi}_l = \dot{\psi}_{erro} + \dot{\psi}_{ref}$ e $\dot{\psi}_{ref} = \frac{1}{raio} \dot{s}$ tem-se:

$$\begin{cases} v_{cmd} = \frac{\dot{s} - k_1 s_1}{\cos(\psi_{erro})} \\ \dot{\psi}_l = \dot{\delta} - \gamma y_1 v \frac{\sin(\psi_{erro}) - \sin(\delta)}{\psi_{erro} - \delta} - k_2 (\psi_{erro} - \delta) + \frac{1}{raio} \dot{s} \end{cases} \quad (4.9)$$

4.3.1 Resultados de simulação para *path following*

Nesta secção serão apresentados os resultados das simulações realizadas implementando as equações do sistema 4.9 da Secção 4.3, através da utilização do software *MATLAB®* e da ferramenta *Simulink*.

No diagrama de blocos apresentado na Figura 4.4, tem-se a referência, definida pelo movimento do ponto P no caminho, e a aeronave líder como entradas das leis de controle de orientação e velocidade implementadas numa rotina em MATLAB. É nesta função que são realizados os cálculos de v_{cmd} e $\dot{\psi}_l$ segundo as equações do sistema 4.9. As condições de simulação definidas são:

- Área de busca com 1500m de largura e 600m de comprimento;
- Referência de caminho será caracterizada pelo padrão de busca apresentado na Figura 3.6, com

$S = 300$, tal como foi definido na Secção 3.5 e CSP em $(x, y) = (150, 450)$;

- Condições iniciais da referência: $(x_{ref}, y_{ref}) = (700, 150)$, $\psi_{ref} = \pi$ e $v_{ref} = 15\text{m/s}$;
- Condições iniciais do líder: $(x_l, y_l) = (750, 200)$ e $\psi_l = -\frac{3\pi}{4}$;
- Ganhos: $k_1 = 1$ e $k_2 = 3$;
- $\gamma = 0.01$ e $\theta_a = \frac{\pi}{4}$.

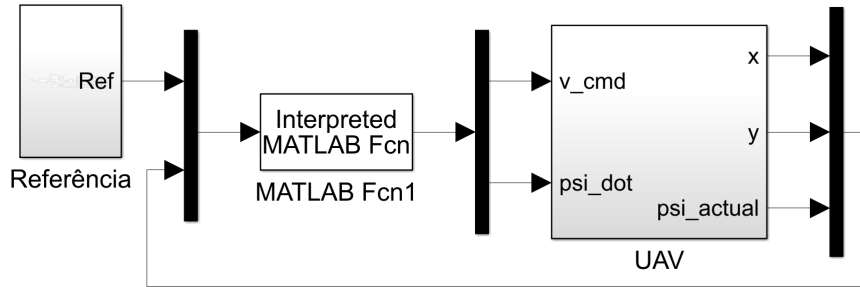


Figura 4.4: Diagrama de blocos para seguimento de referência de caminho.

Com estas condições é possível obter o gráfico das posições da referência e do líder, presente na Figura 4.5.

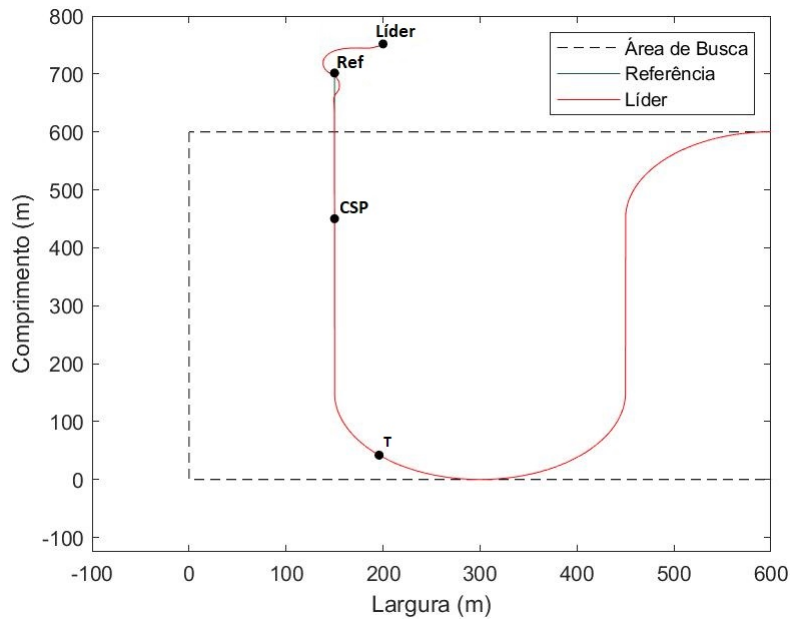


Figura 4.5: Gráfico de posições da referência e do líder.

Na Figura 4.5 estão representados os pontos iniciais da referência e da aeronave líder, bem como o CSP. A localização inicial da referência ao longo do caminho, foi definida numa posição diferente (anterior)

ao CSP, de modo a assegurar que a aeronave líder, ao entrar na área de busca, já se encontra em voo nivelado, ao longo do rumo desejado, o que não aconteceria se o CSP e o ponto inicial da referência fossem coincidentes. Os gráficos 4.6a e 4.6b representam os erros y_1 e s_1 ao longo dos primeiros 50 segundos de voo, correspondentes ao voo entre o ponto inicial do líder e o ponto T .

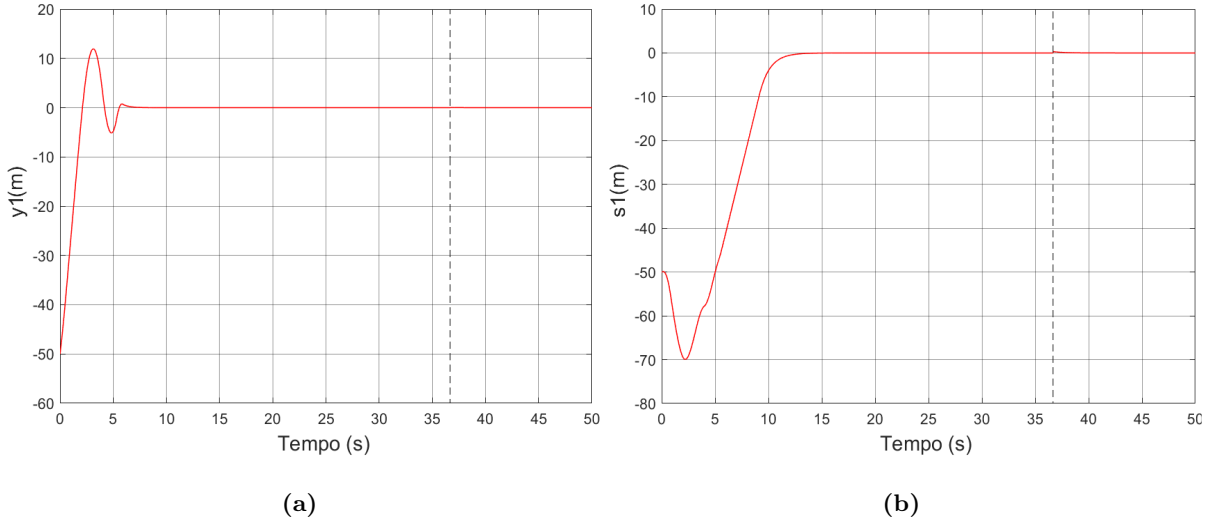


Figura 4.6: (a)Erro y_1 ao longo dos primeiros 50 segundos; (b)Erro s_1 ao longo dos primeiros 50 segundos.

A partir da Figura 4.6a é possível perceber que o erro y_1 converge antes de $t = 16.7s$, tempo que a referência demora até chegar ao CSP, e que o mesmo acontece para o gráfico da Figura 4.6b. No entanto, na segunda figura constata-se que existe um salto no erro longitudinal em $t = 36.67s$, que corresponde à passagem da perna de busca para o segmento de volta.

Na Figura 4.7a e na Figura 4.7b são apresentados os erros y_1 e s_1 no intervalo $t = [30, 40] s$. Neste intervalo é possível observar, com maior detalhe, o erro constatado anteriormente. Este erro está associado a uma descontinuidade na definição do caminho de referência e não um erro da lei de controlo definida. Este erro poderá ser retificado ao considerar a curvatura c_c no sistema 4.3 como variável e não constante.

Dados os resultados obtidos em simulação numérica, é possível considerar que a lei de controlo de *path following* se encontra correctamente implementada, sendo endereçada, em seguida, a lei de controlo relativa ao controlo do movimento das aeronaves seguidoras.

4.4 Leis de controlo de *Trajectory Tracking*

A definição das leis de controlo das aeronaves seguidoras teve como base o trabalho de Claude Samson aplicado a *trajectory tracking* apresentado em [51]. Primeiramente será necessário definir o referencial e as variáveis relevantes para a aplicação do método de Claude Samson.

A Figura 4.8 apresenta um referencial inercial $\{I\}$, igual ao definido na Secção 4.3, os ângulos das

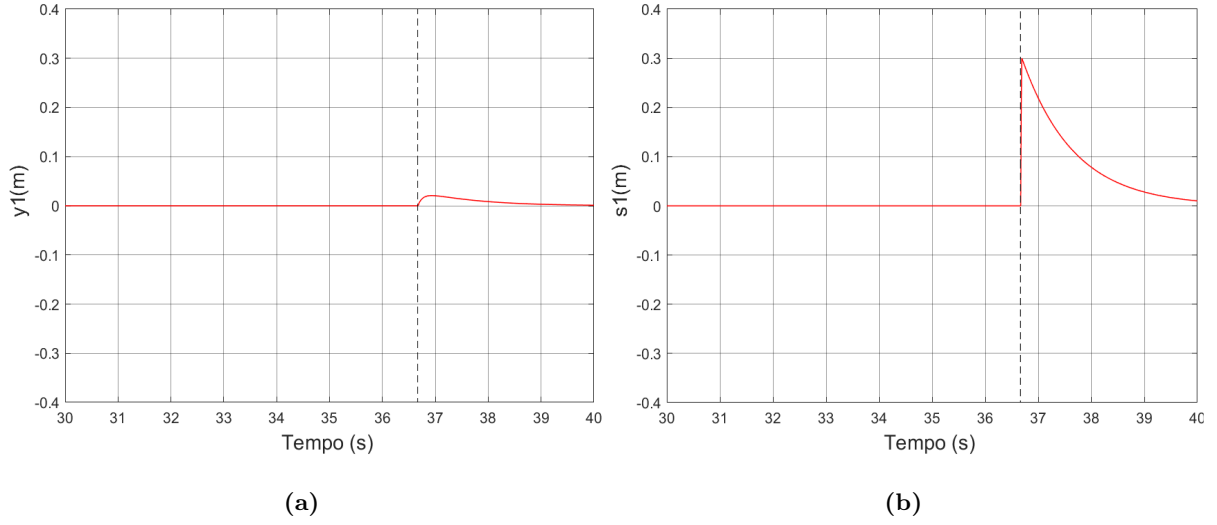


Figura 4.7: (a)Erro y_1 no intervalo $t = [30, 40]$ s e $y_1 = [-0.4, 0.4]$ m; (b)Erro s_1 no intervalo $t = [30, 40]$ s e $s_1 = [-0.4, 0.4]$ m.

aeronaves com o eixo x e os vetores de velocidade v , sendo que as variáveis com índice s são referentes à aeronave seguidora e as variáveis com índice l são referentes à aeronave líder. Segundo [51], as equações de cinemática do veículo podem ser escritas por:

$$\begin{cases} \dot{x}_s = v_s \cos(\psi_s) \\ \dot{y}_s = v_s \sin(\psi_s) \\ \dot{\psi}_s = r_s \end{cases} \quad (4.10)$$

onde v_s e r_s são as velocidades linear e angular da aeronave seguidora, respetivamente.

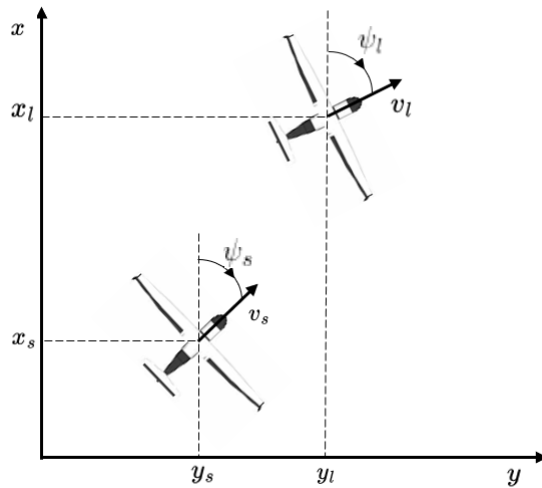


Figura 4.8: Referencial aeronáutico e variáveis relevantes para a aplicação do método de Claude Samson.

O método apresentado em [51] pressupõe que o veículo seguidor convirja para as coordenadas exatas

do veículo seguido, o que não é o pretendido nesta tese. O objetivo será fazer convergir a posição da aeronave seguidora para uma posição 50 metros para a esquerda ou para a direita da aeronave líder, para tal, antes de calcular os erros de posição, é necessário calcular a posição (x_{Lref}, y_{Lref}) , correspondente à posição do líder de referência situado 50 metros para a esquerda ou para a direita do líder real, através da mesma equação apresentada em 4.2 reescrita em ordem a x_{Lref} e y_{Lref} . Assim tem-se:

$$\begin{bmatrix} x_{Lref} \\ y_{Lref} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_s - \psi_l) & \sin(\psi_s - \psi_l) \\ -\sin(\psi_s - \psi_l) & \cos(\psi_s - \psi_l) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} d_{long} \\ d_{lat} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_l \\ y_l \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

onde d_{long} e d_{lat} são as distâncias longitudinal e lateral, respetivamente, da aeronave seguidora à aeronave líder, quando a formação se encontra nos parâmetros definidos em 3.5. Estão então reunidas todas as condições para calcular os erros de trajetória, definidos em [51] como sendo:

$$\begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_s) & \sin(\psi_s) & 0 \\ -\sin(\psi_s) & \cos(\psi_s) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{Lref} - x_s \\ y_{Lref} - y_s \\ \psi_l - \psi_s \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

onde e_1 e e_2 representam erros de posição e e_3 erro de orientação. Considere-se a função de Lyapunov:

$$V = \frac{k_3}{2} (e_1^2 + e_2^2) + \frac{e_3^2}{2} \quad (4.13)$$

Derivando V em ordem ao tempo obtém-se:

$$\dot{V} = k_1 e_1 u_1 + k_1 v_{ref} e_2 \sin(e_3) + e_3 u_2 \quad (4.14)$$

Os sinais de controlo são ainda definidos como:

$$\begin{cases} u_1 = -k_4 e_1 \\ u_2 = -k_3 v_l \frac{\sin(e_3)}{e_3} e_2 - k_5 e_3 \end{cases} \quad (4.15)$$

onde k_3 , k_4 e k_5 são ganhos constantes. Os sinais de controlo garantem que $\dot{V} \leq 0$. Da equação 4.14, percebe-se que $V \geq 0$, como tal, pelo lema de Barbalat, é possível concluir que os erros convergem para zero. É de salientar que, à semelhança do que se fez para transformar as coordenadas do líder real nas coordenadas de uma referência, será também necessário ter em atenção que a velocidade desta referência não deverá ser sempre igual à velocidade do líder, mas, no caso das voltas, deverá ter um valor tal que permita à aeronave seguidora ter uma velocidade angular igual à da aeronave líder, ou seja:

$$\begin{cases} r_l = \frac{v_l}{raio_l} \\ v_{Lref} = r_l \times raio_s \end{cases} \quad (4.16)$$

com v_l e r_l sendo as velocidades linear e angular da aeronave líder, respetivamente, e v_{Lref} a velocidade linear do líder de referência. Por último, de modo a ser possível controlar a aeronave será feita uma

mudança de variável definida em [51] e reescrita em ordem a v_s e r_s por:

$$\begin{cases} v_s = v_{Lref} \cos(e_3) - u_1 \\ r_s = r_l - u_2 \end{cases} \quad (4.17)$$

4.4.1 Resultados de simulação para *trajectory tracking*

Nesta secção serão apresentados os resultados das simulações realizadas implementando as equações do sistema 4.17 da Secção 4.4, através da utilização do software *MATLAB*[®] e da ferramenta *Simulink*.

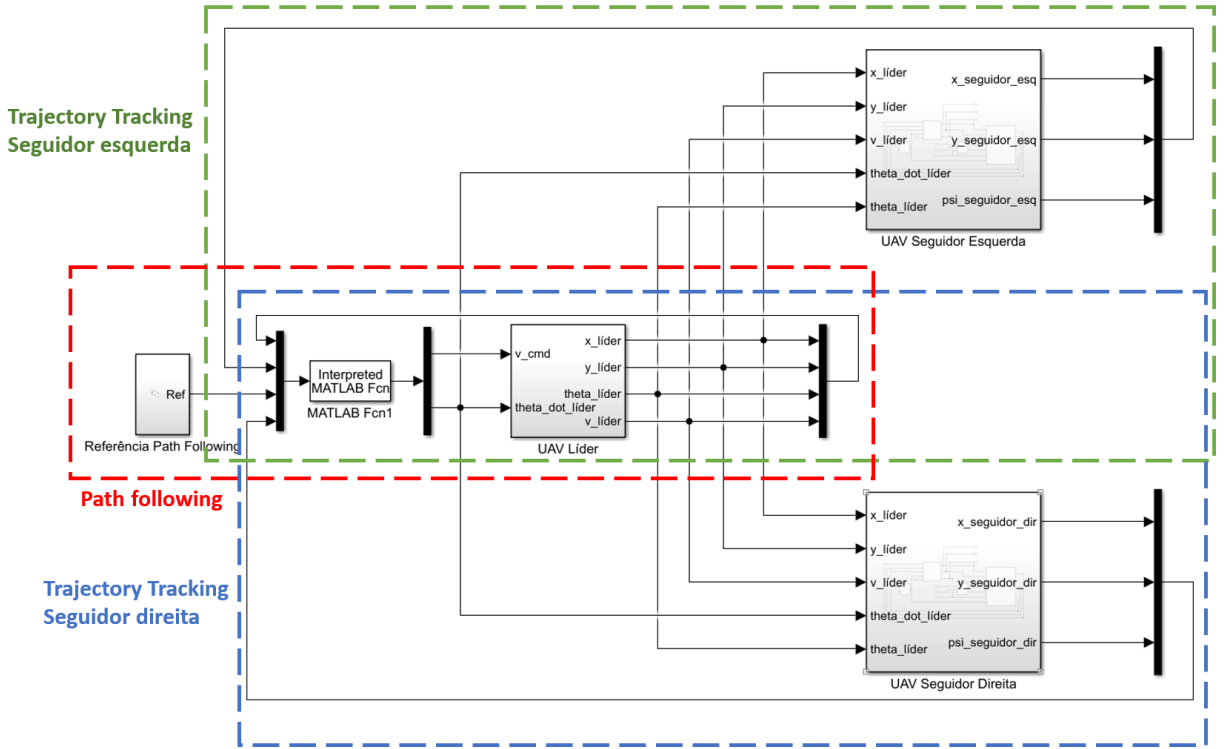


Figura 4.9: Diagrama de blocos que define o sistema completo

No diagrama de blocos da Figura 4.9 está apresentado o sistema completo de controlo de voo da formação. Os resultados dos erros calculados durante a simulação numérica apresentados nesta secção apenas dizem respeito ao algoritmo de *trajectory tracking* da aeronave seguidora da direita, pois os resultados dos erros calculados para a outra aeronave seguidora são idênticos. As condições de simulação são as mesmas definidas na Secção 4.3.1, às quais se acrescentam:

- Condições iniciais da aeronave seguidora da direita: $(x_{s_D}, y_{s_D}) = (775, 100)$ e $\psi_{s_D} = -\frac{3\pi}{4}$;
- Condições iniciais da aeronave seguidora da esquerda: $(x_{s_E}, y_{s_E}) = (775, 300)$ e $\psi_{s_E} = -\frac{3\pi}{4}$;
- Ganhos: $k_3 = 0.75$, $k_4 = 2$ e $k_5 = 0.75$;

- Voltas de baixo: $raio_D = 200m$, $v_{Lref_D} = 20m/s$, $raio_E = 100m$ e $v_{Lref_E} = 10m/s$;
- Voltas de cima: $raio_D = 100m$, $v_{Lref_D} = 10m/s$, $raio_E = 200m$ e $v_{Lref_E} = 20m/s$.

Com estas condições é possível obter o gráfico da Figura 4.10, onde são apresentadas as posições da referência, do líder e das aeronaves seguidoras.

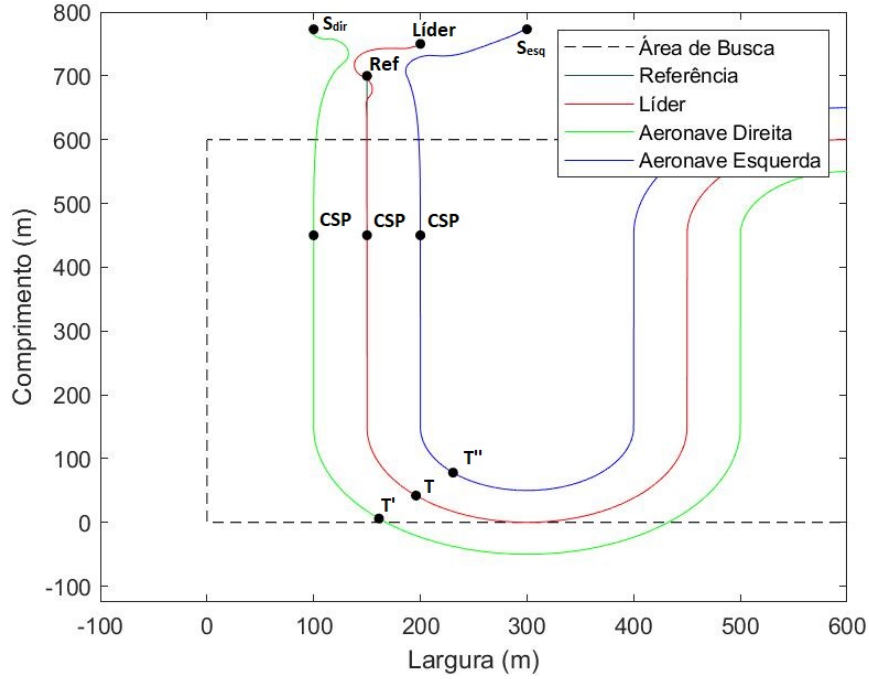


Figura 4.10: Gráfico de posições da referência de *path following*, do líder e das aeronaves seguidoras.

Na Figura 4.10 estão apresentadas as trajetórias de voo das três aeronaves, bem como o CSP, marcado nos três caminhos. À semelhança do que foi apresentado na Seção 4.3.1, a referência para o seguimento de *path following* foi definida longe do CSP de modo que toda a formação convirja para as posições certas antes de iniciar a busca. As linhas a traço interrompido nos gráficos correspondem a $t = 36, 67s$. Os gráficos 4.11a, 4.11b e 4.12 representam os erros e_1 , e_2 e e_3 , respetivamente, ao longo dos primeiros 50 segundos de voo, correspondentes ao voo entre o ponto inicial de cada aeronave e o ponto T , T' e T'' .

Como é possível observar nos gráficos 4.11a, 4.11b e 4.12, os erros de posição e o erro de orientação convergem todos para zero antes de $t = 16.7s$, o tempo que a referência do líder demora até chegar ao CSP. Isto garante que toda a formação esteja nas suas devidas posições quando iniciam a busca, não afetando o *footprint* composto definido na Seção 3.4.2. Mais uma vez, verificam-se, no instante $t = 36.7s$, os desvios nos erros que correspondem à descontinuidade na definição do caminho.

Na Figura 4.13a, tem-se o erro e_1 , correspondente ao erro longitudinal entre a aeronave seguidora e o líder de referência no intervalo $t = [35, 50] s$, com um salto de $0.7m$, sendo que passados 5 segundos o erro volta a convergir para zero. Não se prevê que este desvio tenha influência no cumprimento da

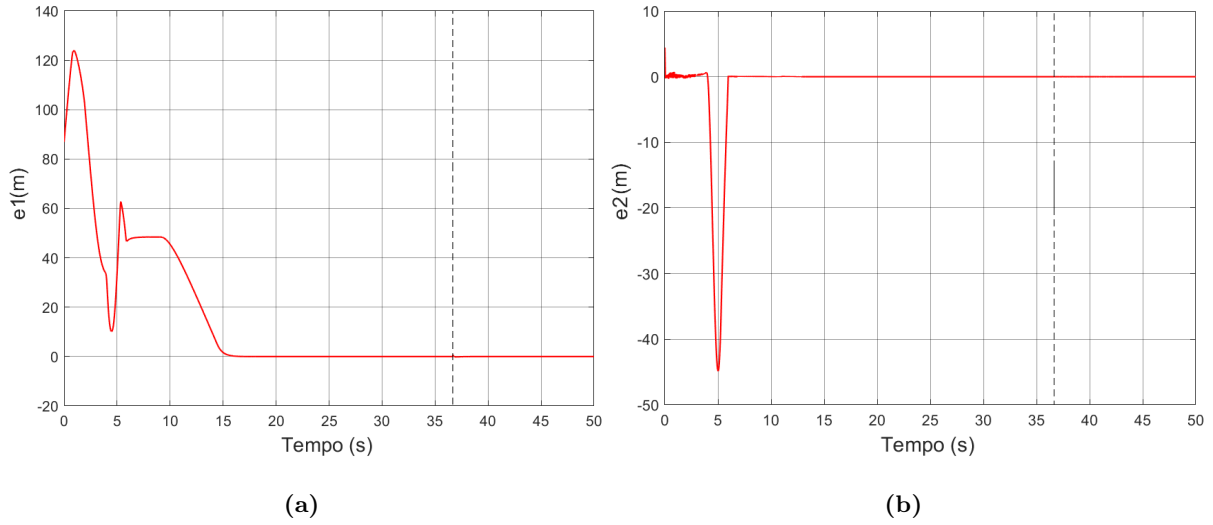


Figura 4.11: (a)Erro e_1 ao longo do primeiros 50 segundos; (b)Erro e_2 ao longo do primeiros 50 segundos.

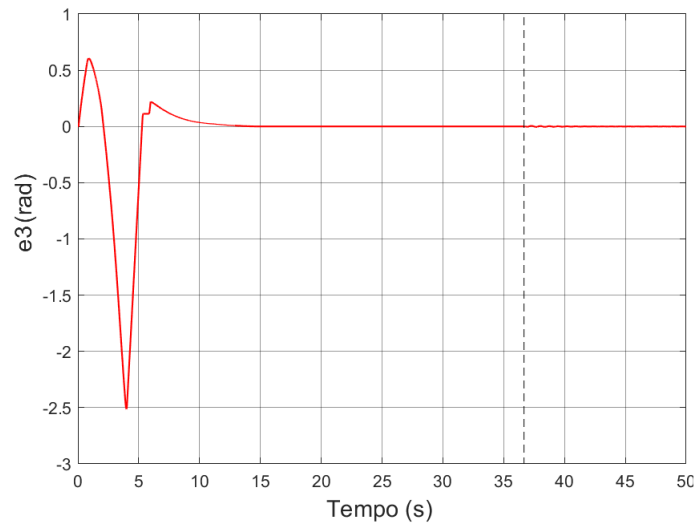


Figura 4.12: Erro e_3 ao longo do primeiros 50 segundos.

missão proposta devido ao seu valor não ser muito acentuado. Nas Figuras 4.13b e 4.14 está representado o mesmo intervalo de tempo, no entanto, os erros apresentados encontram-se num grau de grandeza inferior, na ordem das centésimas, o que se prevê que também não terá influência na capacidade dos sensores captarem um naufrago durante a busca. Mais uma vez, é de realçar que este erro se deve a uma descontinuidade na definição do caminho de referência para o líder e não num erro da lei de controlo implementada.

Dados os resultados obtidos em simulação numérica, é possível considerar que a lei de controlo de *trajectory tracking* se encontra correctamente implementada. Estando ambas as leis de controlo devidamente implementadas, deverá seguir-se para o estudo das mesmas em simulação *Software in The Loop*

(SITL).

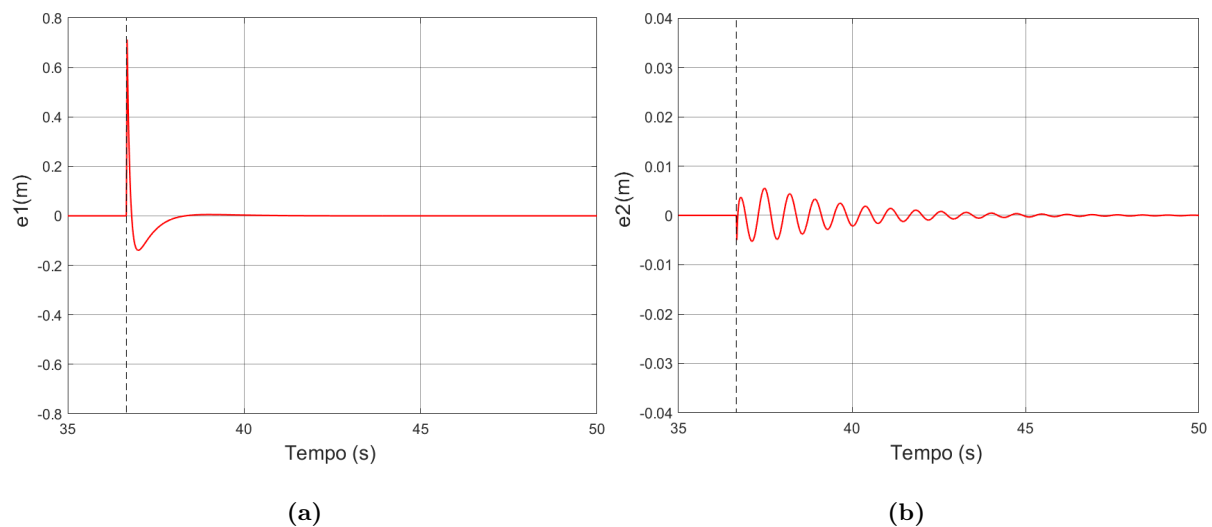


Figura 4.13: (a)Erro e_1 no intervalo $t = [35, 50]$ s e $e_1 = [-0.8, 0.8]$ m; (b)Erro e_2 no intervalo $t = [35, 50]$ s e $e_2 = [-0.04, 0.04]$ m.

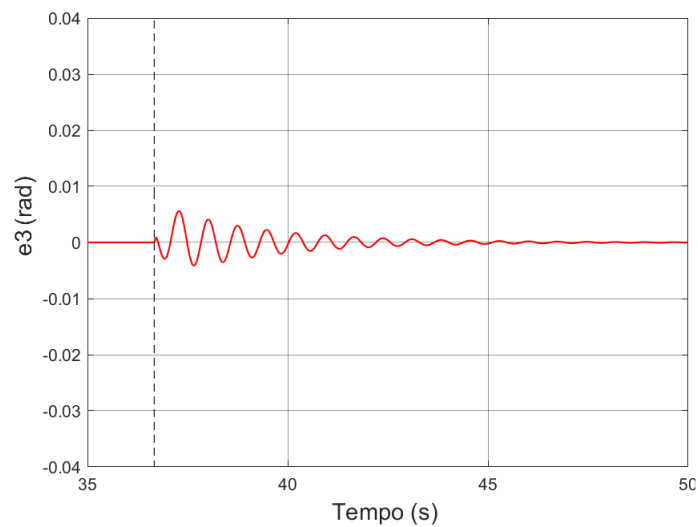


Figura 4.14: Erro e_3 no intervalo $t = [35, 50]$ s e $e_3 = [-0.04, 0.04]$ rad.

5

Simulação *software in the loop*

5.1 Estrutura SITL

Neste capítulo, apresenta-se a arquitetura computacional de simulação que permite validar os controladores anteriormente implementados em simulação numérica de forma realista, considerando um modelo dinâmico de uma aeronave não tripulada e utilizando as mesmas ferramentas de comando e controlo necessárias à validação experimental, em voo, desses controladores.

A estrutura SITL utilizada nesta dissertação é baseada em [52]. Esta estrutura inclui o algoritmo apresentado no Capítulo 4 implementado em ambiente *Simulink*, compatível com o ROS através da *toolbox* de sistemas de robótica [53]. Em simultâneo, o *software* do piloto automático PX4 estabiliza o ciclo interno do controlador [54]. A comunicação entre o *Simulink* e o piloto automático, [55], é realizada utilizando o MAVROS MAVLink. A aplicação de comando e controlo *QGroundControl* é utilizada de modo a controlar a aeronave na fase de voo em que ainda não está sujeita às leis de controlo acima referidas, encaminhando-a até um ponto próximo do ponto inicial da referência. O modelo de aeronave utilizado pelo Gazebo é o SIG RASCAL 110 EG ARF, uma aeronave similar à proposta para utilização na Secção 2.3.

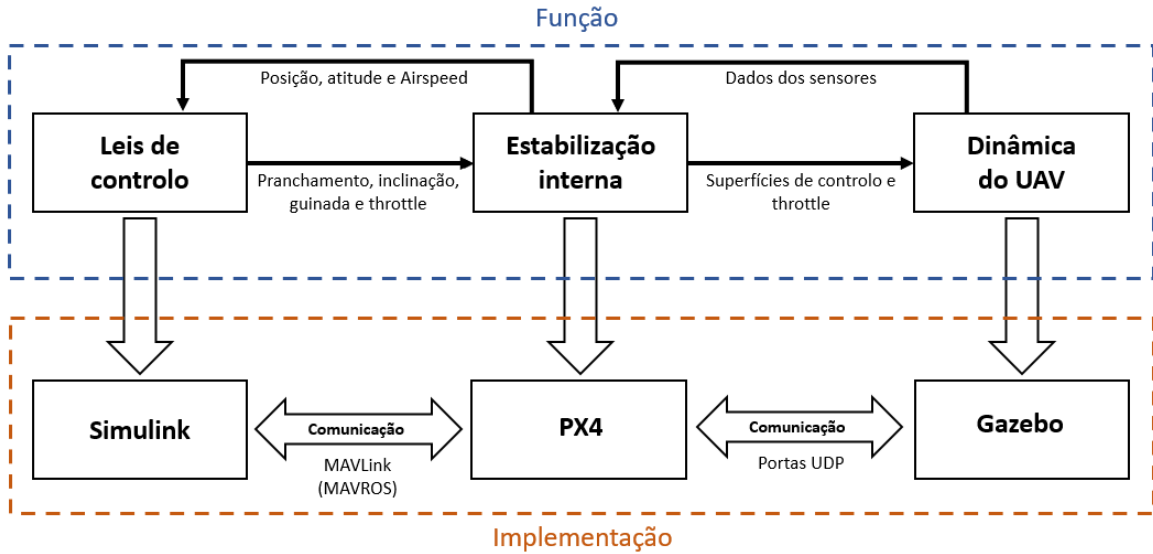


Figura 5.1: Diagrama de configuração SITL (baseado em [52]).

O diagrama da Figura 5.1 demonstra a forma como o sistema de *software in the loop* está configurado. O piloto automático PX4 apenas admite dois tipos de referências de controlo: controlo de posição, definido pelas coordenadas (x, y, z) da aeronave, ou controlo de atitude, definido pelos ângulos (ϕ, θ, ψ) e pela percentagem de *throttle* da aeronave. Decorrente das leis de controlo apresentadas no Capítulo 4 pretende-se que as aeronaves voem a altitude constante, controlando a variação de orientação ($\dot{\psi}$) e a velocidade (*groundspeed*). Neste sentido, as leis de controlo são alimentadas pela posição, pela atitude e pela velocidade (*groundspeed*) que as transformam nos ângulos de pranchamento (ϕ) e picada (θ), bem

como no *throttle* (T), através das seguintes equações:

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{\dot{\psi} v_{cmd}}{g} \right) \quad (5.1)$$

$$\theta = -k_{iAlt} \int \Delta_{Alt} dt - k_{pAlt} \Delta_{Alt} \quad (5.2)$$

$$T = k_{iGS} \int \Delta_{GS} dt + k_{pGS} \Delta_{GS} - k_{s1} \int s_1 dt + T_{SteadyState} \quad (5.3)$$

onde $\dot{\psi}$ e v_{cmd} são provenientes dos sistemas 4.9 e 4.17 (correspondentes às leis de controlo da aeronave líder e das aeronaves seguidoras, respetivamente), $g = 9.81m/s^2$ é a aceleração gravítica, $\Delta_{GS} = v_{cmd} - v_{atual}$, k_{s1} é uma constante de integração para o erro s_1 , $T_{SteadyState}$ é uma constante que determina o *throttle* quando os erros de velocidade e posição são zero (será considerado um valor de 0.4), k_i são constantes de integração, k_p são constantes de proporcionalidade e Δ são erros, com o índice *Alt* a corresponder a variáveis de altitude e *GS* variáveis de *groundspeed*. Para garantir que não são enviados valores desproporcionais às capacidades da aeronave é necessário saturar os resultados das equações acima. O ângulo de pranchamento foi saturado entre $] -30, 30[$ graus, o ângulo de picada entre $] -5.7, 5.7[$ graus e o *throttle* entre $]0, 1[$. De seguida é efetuada a estabilização interna, da qual resultam os valores de deflexão das superfícies de controlo e o valor do *throttle*. Este processo é realizado pelo *software* do piloto automático PX4, que recebe os dados dos sensores provenientes da dinâmica do UAV, implementada no simulador Gazebo, e o valor de throttle e ângulos de pranchamento e picada provenientes das leis de controlo. A comunicação entre o Simulink e o *software* do piloto automático é feita através do MAVLink, por onde são enviadas e recebidas mensagens MAVROS. A comunicação entre o *software* do piloto automático e o simulador Gazebo é feita por portas UDP [52] (do inglês *User Datagram Protocol*). Na Tabela 5.1 encontram-se as características da aeronave SIG RASCAL 110 EG ARF [56].

Envergadura	2.794 m
Área da asa	0.982 m^2
Comprimento	1.924 m
Peso em Voo	4.99-5.897 kg

Tabela 5.1: Características da aeronave SIG RASCAL 110 EG ARF [56].

5.2 Resultados simulação SITL

A simulação SITL foi realizada inicialmente com apenas uma aeronave, sendo que o objetivo foi verificar o seguimento de altitude e de velocidade, para tal, foi imposta uma altitude constante de 200 pés. Os erros y_1 e s_1 são apresentados nas Figuras 5.3 e 5.4, para se ter uma perceção do desempenho do controlador.

Na Figura 5.2 é apresentado o gráfico de posições da referência e da aeronave líder, bem como as posições iniciais do líder e da referência, o CSP, o ponto A e o ponto B, que correspondem à transição entre o primeiro segmento de reta e o primeiro segmento de volta e à transição entre este e o segundo segmento de reta, respetivamente. Neste caso a área de busca escolhida foi maior do que a considerada no Capítulo 4, de modo que fosse possível ao líder convergir para o caminho antes de alcançar o CSP. Na Tabela 5.2 são apresentados os ganhos utilizados na realização da simulação SITL.

k_{iAlt}	k_{pAlt}	k_{iGS}	k_{pGS}	k_{s_1}
0.2	0.2	1	0.2	3

Tabela 5.2: Ganhos implementados na simulação SITL.

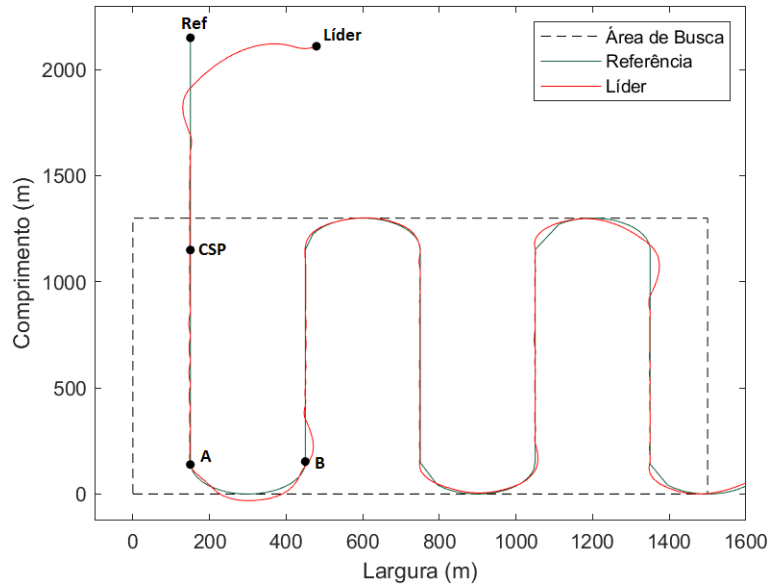


Figura 5.2: Gráfico de posições da referência de *path following* e do líder.

Pela análise da Figura 5.2, é possível observar que a aeronave líder converge para o caminho antes de alcançar o CSP e mantém-se no mesmo durante grande parte do voo, no entanto, devido às descontinuidades na definição do caminho, já abordadas no Capítulo 4, constata-se que a aeronave não segue perfeitamente o caminho quando cruza os pontos A e B. Nas Figuras 5.3, 5.4, 5.6 e 5.5, as três linhas a traço interrompido correspondem: ao CSP ($t = 41s$), ao ponto A ($t = 72.5s$) e ao ponto B ($t = 89.5s$).

Na Figura 5.3 observa-se a convergência para zero do y_1 antes da chegada ao CSP, também se observa que entre o CSP e o ponto A o y_1 mantém-se próximo de zero, sendo que a partir do ponto A nota-se um claro aumento deste erro devido à descontinuidade já referida.

Na Figura 5.4 observa-se a convergência para zero do s_1 antes da chegada ao CSP, no entanto, não é uma convergência tão suave como quando comparada à convergência do y_1 . Isto deve-se ao facto de s_1 depender da convergência da *airspeed* para v_{cmd} , ilustrada na Figura 5.5. Como se percebe, a partir da

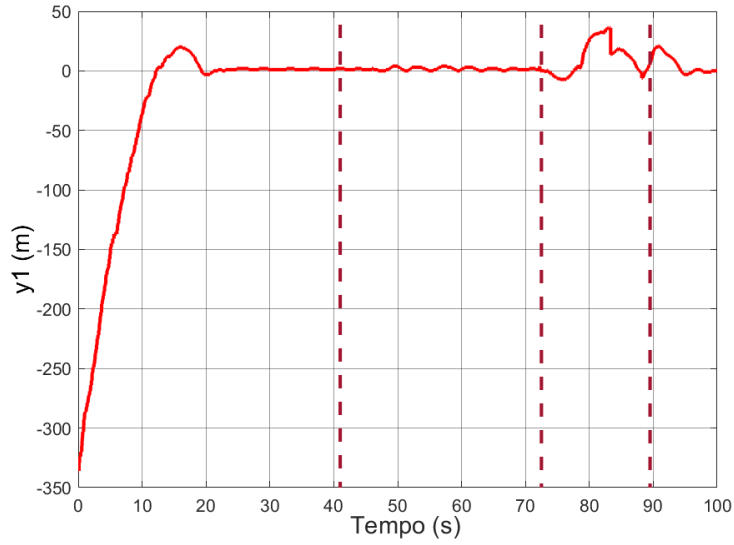


Figura 5.3: Erro y_1 ao longo do primeiros 110 segundos de voo.

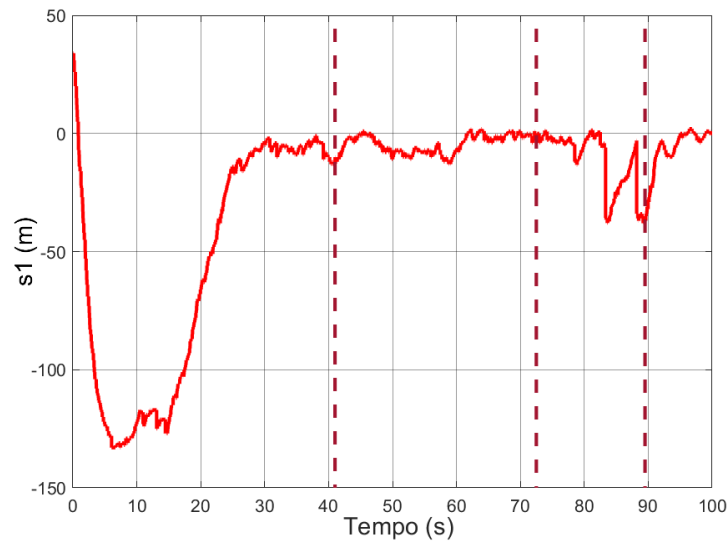


Figura 5.4: Erro s_1 ao longo do primeiros 110 segundos de voo.

mesma, a velocidade real (gráfico vermelho) não converge para a velocidade comandada (gráfico azul), no entanto, constata-se que as velocidades variam da mesma forma.

Na Figura 5.6, observa-se que o seguimento de altitude não toma valores de erro superiores a 3 metros, sensivelmente 10 pés, para qualquer fase do voo, o que se pode considerar um bom seguimento visto que foi definido, na Secção 4.2, que o erro máximo admitido seria de 250 pés.

Pela Figura 5.7 é possível perceber que o *throttle* tem picos mas que tem um intervalo de variação mais provável entre 0.2 e 0.4. O facto de o *throttle* estar reduzido a um intervalo mas o erro de velocidade não convergir para zero pode dever-se à variável $T_{SteadyState}$ estar demasiado elevada e impingir um *throttle* acima daquele que seria o adequado para o voo cruzeiro. Ainda é possível observar, na Figura

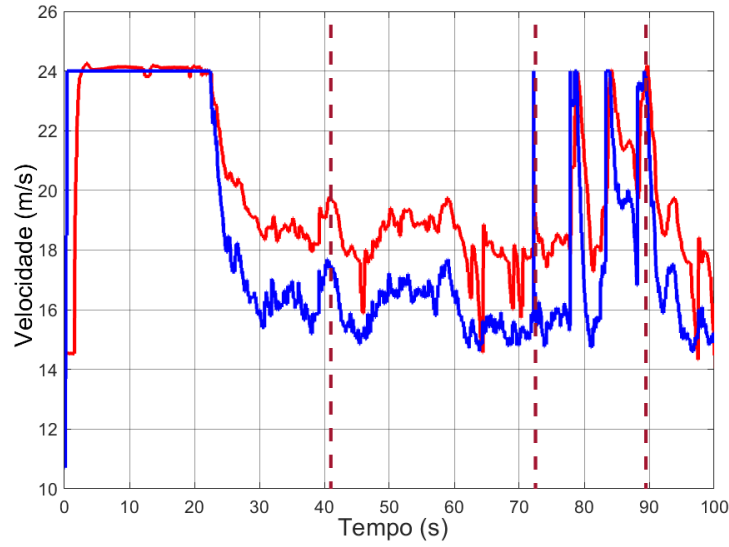


Figura 5.5: Gráfico de velocidade comandada (azul) e velocidade real (vermelho).

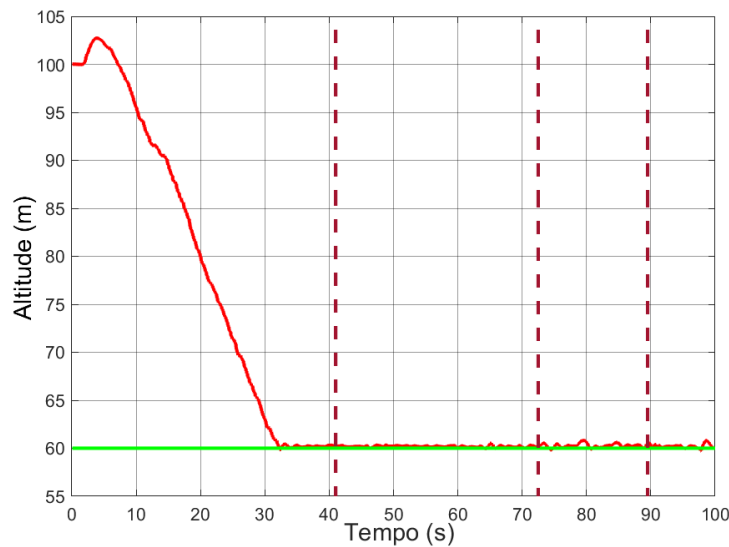


Figura 5.6: Gráfico de altitude comandada (verde) e altitude real (vermelho).

5.5, entre os instantes 30s e 70s, que o seguimento de velocidade atual apresenta um ligeiro erro em relação à velocidade comandada, apesar de o respectivo atuador (ver Figura 5.7) estar saturado no seu valor inferior (*throttle* comandado a zero).

De um modo geral, a simulação SITL realizada para uma aeronave apresenta resultados satisfatórios, uma vez que o seguimento do caminho é devidamente efetuado, considerando a existência das descontinuidades na definição do caminho. Mesmo com estes resultados positivos que induzem numa boa perspectiva de implementação em voo real, é de notar que persistem algumas oscilações tanto nos erros de seguimento de posição e altitude, como no próprio seguimento do caminho. Isto poderá dever-se aos ganhos implementados, que tiveram como base de escolha a validação da implementação e não a otimização

da mesma. Neste sentido, considera-se que será possível ajustar os ganhos de modo a que as oscilações apresentadas sejam colmatadas ou reduzidas ao mínimo, tornando a implementação em voo real uma perspectiva alcançável.

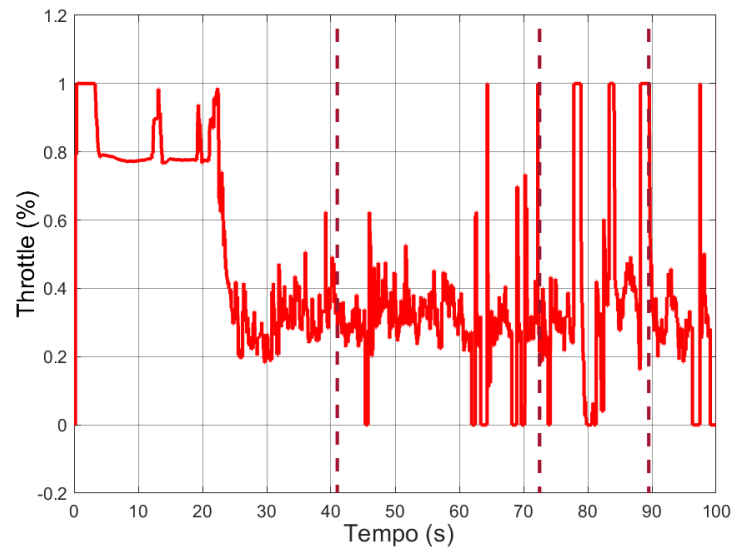


Figura 5.7: Gráfico do *throttle* comandado à aeronave.

6

Conclusão

6.1 Trabalho realizado

Esta dissertação pretendeu desenvolver um sistema de controlo de voo de formação capaz de dar resposta a parte dos objetivos do projeto VOAMAIIS, nomeadamente, a implementação de câmaras óticas e câmaras de infravermelhos em missões de busca marítima.

Para tal, começou-se no Capítulo 3 por estudar como são planeadas as missões de busca e salvamento. Este planeamento é efetuado pelo RCC local, que, baseando-se em parâmetros que permitem aumentar a probabilidade de sucesso da missão, define o padrão de busca e os meios a serem utilizados. Neste contexto, foram apresentados os padrões de busca mais comumente implementados, culminando na escolha do padrão mais adequado à busca de náufragos. De seguida foram apresentadas as características das câmaras e o *footprint* de cada uma. A partir da análise dos mesmos foi possível determinar que o *footprint* da câmara GOBI 384, correspondente à menor área de cobertura (*footprint*), seria a referência para as dimensões do *footprint* conjunto das três câmaras. A partir destas dimensões foi possível calcular os parâmetros de definição do padrão de busca adequados ao voo de formação de três aeronaves, minimizando a distorção obtida em cada um dos sensores e respeitando os requisitos de sobreposição requerida, sendo o valor mínimo aceite 10% e o valor obtido 35,3%. Por último, foi definida a geometria da formação com base no *footprint* conjunto e nas restrições de segurança de voo, resultando numa formação linear, onde a aeronave central se encontra a 2500 pés e as aeronaves laterais a 2000 pés.

Seguidamente, no Capítulo 4 foi apresentada a hierarquia de controladores proposta para implementação neste trabalho, sendo esta hierarquia composta por três modos. O modo de *obstacle avoidance* define o comportamento das aeronaves da formação quando os limites para distâncias de segurança são quebrados. O modo de seguimento é o responsável por controlar o voo da formação quando um objeto de interesse é encontrado durante a busca. Por fim, o modo de busca, enfoque desta dissertação, define o controlo da formação durante a maior parte do voo. Este controlo é sustentado por dois tipos de leis de controlo: *path following* e *trajectory tracking*, sendo as primeiras referentes ao controlo do movimento da aeronave líder e as segundas referentes às aeronaves seguidoras. As leis de controlo foram aplicadas em ambiente de simulação numérica. A partir da análise dos resultados das simulações é possível observar que tanto a aeronave líder como as aeronaves seguidores um seguimento adequado das suas referências de voo.

Finalmente, no Capítulo 5, são efetuadas simulações SITL que visam perceber o comportamento da dinâmica das aeronaves. Neste capítulo começou-se por apresentar a estrutura SITL implementada, seguida da demonstração da transformação dos *outputs* das leis de controlo, v_{cmd} e $\dot{\psi}$, em ângulos de pranchamento (ϕ) e picada (θ) e *throttle* da aeronave, tendo por base a estrutura interna do piloto automático considerado. Por fim, são apresentados os resultados de simulação, onde é utilizado um modelo de aeronave similar ao proposto na formulação do problema, que validam a implementação das leis de controlo para o voo de formação.

Em suma, os resultados obtidos permitem validar o dimensionamento realizado, consistindo numa versão preliminar, funcional, de uma solução de voo de formação para aplicação em missões de busca em ambiente marítimo. Além disso, esta tese contribui para cumprir um dos objetivos determinados pelo projeto VOAMAS, a utilização de câmaras óticas e de infravermelhos, em conjunto, no âmbito de missões de busca marítima.

6.2 Perspetivas para trabalhos futuros

No decorrer da realização desta dissertação foram consideradas várias premissas de partida, resultando numa implementação mais específica do que poderia ser, de outra forma, uma abordagem mais abrangente. Neste sentido, serão apresentadas recomendações para o desenvolvimento de trabalhos futuros que visem a expansão da aplicabilidade deste projeto.

A escolha da implementação de um único padrão de busca torna o sistema mais simples, no entanto, como é referido na Secção 3.1, um dos parâmetros definidos pelo RCC é o padrão de busca que os meios devem utilizar. Neste sentido, o desenvolvimento de um sistema de voo de formação de UAVs com possibilidade de escolha do padrão de busca *à priori*, onde a cada um está associado uma geometria de formação específica, apresenta-se como uma melhoria que visa o aumento da versatilidade das missões passíveis de realizar.

No mesmo sentido, neste projeto, a missão de vigilância e busca marítima é limitada à busca por naufragos. De modo a colmatar esta restrição, uma abordagem a ser tida em conta é a implementação de um algoritmo de reconhecimento de imagem que permita a identificação de diferentes objetos. Este algoritmo irá aumentar o leque de possibilidades, no que diz respeito ao objeto da busca, e, à semelhança da proposta anterior, incumbirá no aumento do tipo de missões que o sistema poderá realizar.

De modo a aumentar a eficiência da busca, poderá ser considerada a operação conjunta do sistema aéreo desenvolvido neste projeto com meios marítimos de busca. Neste sentido, será necessário desenvolver um sistema de comando e controlo que permita a partilha de informações e a coordenação entre os dois meios. Esta implementação poderá ter impacto na eficiência e na eficácia na execução deste tipo de missões.

Por fim, algumas das premissas de partida foram consideradas de modo a simplificar a implementação do projeto, fazendo com que o mesmo não esteja totalmente definido. Neste sentido, da hierarquia de controladores apresentada (Secção 4.2), apenas foi abordado o modo de busca. De modo a definir totalmente o sistema apresentado nesta dissertação, propõe-se que, futuramente, sejam desenvolvidos os modos de seguimento, referente ao comportamento da formação quando é encontrado o objeto da busca, e de *obstacle avoidance*, referente à forma como cada aeronave deve reagir quando as condições de seguranças são postas em causa.

Bibliografia

- [1] M. A. Day, M. R. Clement, J. D. Russo, D. Davis, e T. H. Chung, “Multi-uav software systems and simulation architecture,” in *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, 2015, pp. 426–435.
- [2] R. Bencatel, M. Faied, J. Sousa, e A. R. Girard, “Formation control with collision avoidance,” in *2011 50th IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference*. IEEE, 2011, pp. 591–596.
- [3] C. Yuan, Y. Zhang, e Z. Liu, “A survey on technologies for automatic forest fire monitoring, detection, and fighting using unmanned aerial vehicles and remote sensing techniques,” *Canadian journal of forest research*, vol. 45, no. 7, pp. 783–792, 2015.
- [4] M. Zhang e H. H. Liu, “Formation flight of multiple fixed-wing unmanned aerial vehicles,” in *2013 American Control Conference*. IEEE, 2013, pp. 1614–1619.
- [5] A. Bürkle, F. Segor, e M. Kollmann, “Towards autonomous micro uav swarms,” *Journal of intelligent & robotic systems*, vol. 61, no. 1, pp. 339–353, 2011.
- [6] P. Cheng, J. Keller, e V. Kumar, “Time-optimal uav trajectory planning for 3d urban structure coverage,” in *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. IEEE, 2008, pp. 2750–2757.
- [7] F. S. Leira, T. A. Johansen, e T. I. Fossen, “Automatic detection, classification and tracking of objects in the ocean surface from uavs using a thermal camera,” in *2015 IEEE aerospace conference*. IEEE, 2015, pp. 1–10.
- [8] S. S. Ponda, L. B. Johnson, A. Geramifard, e J. P. How, “Cooperative mission planning for multi-uav teams,” pp. 1447–1490, 2015.
- [9] A. Kopeikin, S. Ponda, e G. Inalhan, “Control of communication networks for teams of uavs,” *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles; Valavanis, KP, Vachtsevanos, GJ, Eds*, pp. 1619–1654, 2015.

- [10] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) PITVANT - Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-555-pitvant>
- [11] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) PERSEUS - *Protection of European Borders and seas through Intelligent Use of Surveillance*. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-556-perseus>
- [12] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) NECSAVE - *Network Enabled Cooperation System of Autonomous Vehicles*. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-557-necsave>
- [13] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) SEAGULL - *Computer Vision for the Operation of Unmanned Aerial Vision for the Operation of Unmanned Aerial Vehicles in Maritime and Wildfire Ccenarios*. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-566-voamais>
- [14] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) TROANTE. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-565-troante>
- [15] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) FIREFRONT - Mapeamento e Predição da Progressão de Incêndios em Tempo Real por Veículos Aéreos Não-Tripulados. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-567-firefront>
- [16] A. da Força Aérea. (2021, Novembro) VOAMAIIS - *Computer Vision For The Operation of Unmanned Aerinal Vehicles in Maritime and Wildfire Scenarios*. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-566-voamais>
- [17] R. W. Beard, T. W. McLain, D. B. Nelson, D. Kingston, e D. Johanson, “Decentralized cooperative aerial surveillance using fixed-wing miniature uavs,” *Proceedings of the IEEE*, vol. 94, no. 7, pp. 1306–1324, 2006.
- [18] E. Levick, “A robot is my wingman,” *IEEE Spectrum*, vol. 57, no. 1, pp. 32–56, 2019.
- [19] I. Maza, A. Ollero, E. Casado, e D. Scarlatti, “Classification of multi-uav architectures,” *Handbook of unmanned aerial vehicles*, pp. 953–975, 2015.
- [20] B. T. Clough, “Uav swarming? so what are those swarms, what are the implications, and how do we handle them?” AIR FORCE RESEARCH LAB WRIGHT-PATTERSON AFB OH AIR VEHICLES DIRECTORATE, Tech. Rep., 2002.
- [21] A. Ahmadzadeh, G. Buchman, P. Cheng, A. Jadbabaie, J. Keller, V. Kumar, e G. Pappas, “Coope-rative control of uavs for search and coverage,” in *Proceedings of the AUVSI conference on unmanned systems*, vol. 2, 2006.

- [22] Z. Peng, J. Wang, D. Wang, e Q.-L. Han, “An overview of recent advances in coordinated control of multiple autonomous surface vehicles,” *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, vol. 17, no. 2, pp. 732–745, 2020.
- [23] C. Park, N. Cho, K. Lee, e Y. Kim, “Formation flight of multiple uavs via onboard sensor information sharing,” *Sensors*, vol. 15, no. 7, pp. 17 397–17 419, 2015.
- [24] R. A. G. Bencatel, “Perpetual flight in flow fields,” Dissertação de doutoramento, Universidade do Porto (Portugal), 2011.
- [25] A. Micaelli e C. Samson, “Trajectory tracking for unicycle-type and two-steering-wheels mobile robots,” Dissertação de doutoramento, INRIA, 1993.
- [26] A. P. Aguiar e J. P. Hespanha, “Trajectory-tracking and path-following of underactuated autonomous vehicles with parametric modeling uncertainty,” *IEEE transactions on automatic control*, vol. 52, no. 8, pp. 1362–1379, 2007.
- [27] P. Encarnação e A. Pascoal, “Combined trajectory tracking and path following: an application to the coordinated control of autonomous marine craft,” in *Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control (Cat. No. 01CH37228)*, vol. 1. IEEE, 2001, pp. 964–969.
- [28] P. Sujit, S. Saripalli, e J. B. Sousa, “Unmanned aerial vehicle path following: A survey and analysis of algorithms for fixed-wing unmanned aerial vehicles,” *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 34, no. 1, pp. 42–59, 2014.
- [29] B. Wang, X. Dong, e B. M. Chen, “Cascaded control of 3d path following for an unmanned helicopter,” in *2010 IEEE Conference on Cybernetics and Intelligent Systems*. IEEE, 2010, pp. 70–75.
- [30] A. Ratnoo, P. Sujit, e M. Kothari, “Adaptive optimal path following for high wind flights,” *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 44, no. 1, pp. 12 985–12 990, 2011.
- [31] R. Cunha, C. Silvestre, e A. Pascoal, “A path following controller for model-scale helicopters,” in *2003 European Control Conference (ECC)*. IEEE, 2003, pp. 2248–2253.
- [32] D. R. Nelson, D. B. Barber, T. W. McLain, e R. W. Beard, “Vector field path following for miniature air vehicles,” *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 23, no. 3, pp. 519–529, 2007.
- [33] S. Jackson, J. Tisdale, M. Kamgarpour, B. Basso, e J. K. Hedrick, “Tracking controllers for small uavs with wind disturbances: Theory and flight results,” in *2008 47th IEEE Conference on Decision and Control*. IEEE, 2008, pp. 564–569.

- [34] Z. Li, J. Sun, e S. Oh, “Handling roll constraints for path following of marine surface vessels using coordinated rudder and propulsion control,” in *Proceedings of the 2010 American Control Conference*. IEEE, 2010, pp. 6010–6015.
- [35] V. K. Chitrakaran, D. M. Dawson, H. Kannan, e M. Feemster, “Vision assisted autonomous path following for unmanned aerial vehicles,” in *Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control*. IEEE, 2006, pp. 63–68.
- [36] J. E. da Silva e J. B. de Sousa, “A dynamic programming approach for the motion control of autonomous vehicles,” in *49th IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*. IEEE, 2010, pp. 6660–6665.
- [37] C. Cao, N. Hovakimyan, V. V. Patel, I. Kaminer, e V. Dobrokhodov, “Stabilization of cascaded systems via l1 adaptive controller with application to a uav path following problem and flight test results,” in *2007 American Control Conference*. IEEE, 2007, pp. 1787–1792.
- [38] A. P. Aguiar, I. Kaminer, R. Ghabcheloo, A. M. Pascoal, E. Xargay, N. Hovakimyan, C. Cao, e V. Dobrokhodov, “Coordinated path following of multiple uavs for time-critical missions in the presence of time-varying communication topologies,” *IFAC Proceedings Volumes*, vol. 41, no. 2, pp. 16 015–16 020, 2008.
- [39] A. Zolich, T. A. Johansen, K. Cisek, e K. Klausen, “Unmanned aerial system architecture for maritime missions. design & hardware description,” in *2015 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS)*. IEEE, 2015, pp. 342–350.
- [40] A. Zolich, D. Palma, K. Kansanen, K. Fjørtoft, J. Sousa, K. H. Johansson, Y. Jiang, H. Dong, e T. A. Johansen, “Survey on communication and networks for autonomous marine systems,” *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 95, no. 3, pp. 789–813, 2019.
- [41] F. A. de Alcantara Andrade, A. Reinier Hovenburg, L. Netto de Lima, C. Dahlin Rodin, T. A. Johansen, R. Storvold, C. A. Moraes Correia, e D. Barreto Haddad, “Autonomous unmanned aerial vehicles in search and rescue missions using real-time cooperative model predictive control,” *Sensors*, vol. 19, no. 19, p. 4067, 2019.
- [42] M. A. Dehghani e M. B. Menhaj, “Communication free leader–follower formation control of unmanned aircraft systems,” *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 80, pp. 69–75, 2016.
- [43] R. P. K. Jain, “Decentralized cooperative control methods for multiple mobile robotic vehicles,” 2019.
- [44] Xenics. (2021, Abril) GOBI 384. [Online]. Disponível: <http://www.lao.cz/data/ke-stazeni/Datasheet%20Gobi-384-d563.pdf>

- [45] G. VISION. (2021, Abril) JAI AD-081 GE. [Online]. Disponível: https://www.jai.com/uploads/documents/Discontinued-Products/English-Manuals-Datasheets/Fusion-Series/Datasheet_AD-081GE.pdf
- [46] U. A. Systems. (2021, Abril) TASE 150. [Online]. Disponível: https://www.cloudcaptech.com/images/uploads/documents/TASE150-200_Data_Sheet.pdf
- [47] I. Manual, “International aeronautical and maritime search and rescue manual,” *International Maritime Organization, IMO Publishing, London*, 2016.
- [48] R. W. Beard e T. W. McLain, *Small unmanned aircraft*. Princeton university press, 2012.
- [49] D. Soetanto, L. Lapierre, e A. Pascoal, “Adaptive, non-singular path-following control of dynamic wheeled robots,” in *42nd IEEE international conference on decision and control (IEEE Cat. No. 03CH37475)*, vol. 2. IEEE, 2003, pp. 1765–1770.
- [50] L. Lapierre, D. Soetanto, e A. Pascoal, “Nonsingular path following control of a unicycle in the presence of parametric modelling uncertainties,” *International Journal of Robust and Nonlinear Control: IFAC-Affiliated Journal*, vol. 16, no. 10, pp. 485–503, 2006.
- [51] P. M. M. Encarnação, “Nonlinear path following control systems for ocean vehicles,” *Ph. D. Thesis Universidade Técnica de Lisboa, Instituto Superior Técnico (IST), Lisbon, Portugal*, 2002.
- [52] D. Shin, “Nonlinear disturbance observer based path following for a small fixed wing uav,” *Graduate School of UNIST*, 2019.
- [53] MathWorks. (2021, Agosto) ROS Toolbox. [Online]. Disponível: https://www.mathworks.com/help/ros/index.html?s_tid=CRUX_lftnav
- [54] P. Autopilot. (2021, Agosto) PX4 User Guide. [Online]. Disponível: <https://docs.px4.io/master/en/>
- [55] MathWorks. (2021, Agosto) Control a Differential Drive Robot in Gazebo with Simulink. [Online]. Disponível: <https://www.mathworks.com/help/robotics/ug/control-a-differential-drive-robot-in-simulink-and-gazebo.html>
- [56] Sig Manufacturing, “Sig rascal 110 eg arf.” [Online]. Disponível: <https://sigmfg.com/products/sig-rascal-110egarf>

7

Anexo A - Entrevista ao Tenente-Coronel/Navegador Rui Rocha acerca da missão de busca e salvamento em Portugal

Pergunta 1: Como é definida a missão de Busca e Salvamento em Portugal?

Resposta: “O que define a missão de SAR a nível nacional é o meio em dificuldades, se for um navio ou submarino é responsabilidade da Marinha, através dos MRCC (Maritime RCC), conduzir a missão, se por outro lado for uma aeronave (helicóptero, avião, balão, etc) esta responsabilidade recai sobre a FAP, através de um RCC. Se for uma busca em terra, veículos, pessoas perdidas, etc, a busca recai na ANPC. Qualquer uma destas entidades pode solicitar apoio das outras num pressuposto de comando apoiante/-comando apoiado. Os RCC ou MRCC após serem avisados do meio em dificuldades devem encetar a investigação conducente ao esclarecimento da situação ou perante a impossibilidade de esclarecimento, devem iniciar os procedimentos para preparar a ativação dos meios necessários, este processo é realizado de uma forma escalada obedecendo a diferentes fases. As informações que os RCC têm de transmitir são: localização do alerta, área de busca, meios de busca e padrão de busca a implementar, número e tipo dos objetos de busca e o tempo útil de busca.”

Pergunta 2: Como é definida a distância entre pernas da busca (S)?

Resposta: “A distância S é definida consoante o comprimento do campo de visão dos meios de busca implementados, sendo que é preciso ter em atenção que haja uma sobreposição entre 10% e 40% dos campos de visão entre pernas consecutivas.”

Pergunta 3: Na sua opinião, assumindo que o objetivo da busca seria encontrar um náufrago através da utilização de aeronaves não-tripuladas de asa fixa em voo de formação, qual será o padrão de busca mais adequado a implementar, sendo que a intenção é aplicar apenas um deles?

Resposta: “A definição do perfil irá depender da área da busca (tamanho, condições geográficas, orografia, estado do mar, vento, etc.) e da precisão da posição provável do alvo (função do tempo desde o desaparecimento, precisão da posição, etc). Quando a certeza da posição do náufrago é elevada a busca tipo setor é a ideal, pois passamos várias vezes, no local de maior probabilidade centro do setor, este tipo de padrão cobre áreas pequenas. Quando temos uma área maior, mas com um grau de certeza razoável e uma área quadrada e não muito extensa realizamos um quadrado de expansão, onde existe uma área maior, mas não muito extensa. Quando estamos perante uma área extensa e com muito tempo desde o desaparecimento e o início da busca o ideal é o padrão de varrimento rastejante pois cobre grandes áreas em pouco tempo, fazendo com que seja o padrão mais frequente de ser usado e o mais adequado para o estudo deste trabalho.”

Pergunta 4: O caminho definido no padrão de busca por varrimento rastejante é rigorosamente percorrido pela aeronave?

Resposta: “Não. O que acontece na realidade é que as aeronaves não têm capacidade para fazer

voltas com ângulos retos, portanto o que acontece, na maior parte dos casos, é a aeronave tomar um percurso ligeiramente diferente daquele definido pelos padrões de busca, desde que esse percurso garanta que toda a área é varrida e que, nas pernas da busca a aeronave esteja sempre com asas direitas. Isto implica que por vezes as aeronaves terminam uma perna de busca, saem fora da área, para fazer a volta, entram já na perna seguinte com as asas direitas.”