



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA



Projeto Conceptual de uma Aeronave de Asa Fixa com Descolagem Vertical

Fábio José Pereira dos Santos Ferreira

Aspirante a Oficial Aluno/Piloto Aviador 138972-G

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Aeronáutica Militar, Especialidade de Piloto Aviador
Júri

Presidente:

Orientador: MAJ/ENGAER/129905-A Luís Filipe da Silva Félix

Coorientadores: CAP/ENGEL/132274-F Tiago Miguel Monteiro de
Oliveira

TEN/ENGAER/138080-L Vasco Henrique Reis
Franco

Vogal:

Sintra, maio de 2019



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA

Projeto conceptual de uma aeronave de asa fixa com descolagem vertical

Fábio José Pereira dos Santos Ferreira

Aspirante a Oficial Aluno/Piloto Aviador 138972-G

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Aeronáutica Militar, Especialidade de Piloto Aviador

Júri

Presidente:

Orientador:

MAJ/ENGAER/129905-A Luís Filipe da Silva Félix

Coorientadores

CAP/ENGEL/132274-F Tiago Miguel Monteiro de
Oliveira

TEN/ENGAER/138080-L Vasco Henrique Reis
Franco

Vogal:

Sintra, maio de 2019

“If you can’t explain it simply, you don’t understand it well enough.”

Albert Einstein

Agradecimentos

Para além de todo o trabalho e dedicação individuais investidos neste projeto, tal não era possível sem a ajuda direta ou indireta de diversas entidades, individuais e coletivas. Aqui deixo o meu mais sincero agradecimento:

À Academia da Força Aérea, instituição da qual sinto o maior orgulho em pertencer, por todos os ensinamentos, oportunidades e experiências de vida que ao longo destes cinco anos me proporcionou, e que em grande medida contribuíram para a pessoa que sou hoje.

Ao meu orientador, Major Engenheiro Aeronáutico Luís Félix, por toda a ajuda na revisão, supervisão e orientação de todo o projeto. Os seus conhecimentos foram, sem dúvida, uma mais valia para a correção e o rigor científico desta dissertação.

Ao meu coorientador, Capitão Engenheiro Eletrotécnico Tiago Oliveira, pela incansável disponibilidade, permanente acompanhamento e fundamental ajuda na elaboração da prova de conceito. A sua entrega a este projeto foi notória, e excedeu em larga escala o requisito inicial.

Ao meu coorientador, Tenente Engenheiro Aeronáutico Vasco Franco, por todo o rigoroso auxílio e empenhado acompanhamento que teve comigo na elaboração do projeto conceptual. A sua disponibilidade e vontade de ajudar foram, logo desde início, plenamente evidentes. Estimado amigo que levo da minha passagem pela AFA, agradeço toda a sua camaradagem, boa vontade e amizade na conceção deste trabalho.

Ao Centro de Investigação da Academia da Força Aérea e a todos os que dele fazem parte, em especial ao Sargento-Chefe Mecânico de Eletrónica Fernando Santos pela ajuda na construção das cablagens elétricas para a prova de conceito; ao Sargento-Ajudante OPRDET Paulo Mendes por toda a ajuda na construção dos apoios para os motores do *quadplane* e pelo apoio geral na montagem final do avião da prova de conceito; e ao Sargento-Ajudante Mecânico de Armamento e

Equipamento Jorge Fernandes um especial agradecimento por toda a ajuda e colaboração nos testes e ensaios em voo.

Ao meu curso, HURAKANS, com o qual, ao longo de cinco especiais e intensos anos, partilhei muitos bons momentos, que perpetuarão por toda a nossa vida, independentemente do desígnio de cada um. Quero também deixar um agradecimento muito especial ao meu grande amigo João Carvalho, meu camarada de quarto, por toda a amizade, não só nos momentos de descompressão e convívio, como também quando os dias eram mais longos e o trabalho se prolongava mais do que o desejado. Deixo também um especial agradecimento ao meu camarada Miguel Wemans que prontamente se disponibilizou a ajudar-me aquando dos testes com a aeronave da prova de conceito, bem como aos meus camaradas João Brito e Fernando Anselmo pela ajuda nas filmagens dos voos finais.

Aos Engenheiros Aeronáuticos, e meus amigos de longa data, Carlos Mendes Ana Cerdeira, Filipe Fraqueiro e em especial ao Adriano Andrade e à Alexandra Gomes por todo o apoio dado a esta dissertação, em especial no estudo dos perfis alares mais adequados à aeronave do projeto conceptual.

A toda a minha família: ao meu pai e à minha mãe que sempre foram o meu apoio e o meu suporte; à minha avó e à minha madrinha pelo constante incentivo, desde a minha entrada na AFA; e um agradecimento muito especial à minha irmã, Ana Mafalda Ferreira, pela ajuda na revisão gramatical, ortográfica, bem como na referenciação.

Por fim, um agradecimento muito especial à Daniela Figueiredo por todo o amor, carinho e compreensão que tem comigo, estando eu perto ou longe.

Resumo

Ao longo dos últimos anos, o Centro de Investigação da Academia da Força Aérea tem vindo a investir em veículos aéreos não tripulados. Este projeto reforça esse mesmo trabalho que vem sendo feito, abrindo uma nova página na abrangência de operação destes veículos aéreos.

A capacidade de decolagem e aterragem verticais não é recente, e já existem diversas aeronaves, tripuladas e não tripuladas, com esta valência. No entanto, esta é uma característica que tem demonstrado vantagens para quem a domina. Esta dissertação começa por descrever os conceitos chave de projeto de aeronaves, e de aeronaves não tripuladas com aterragem e decolagem verticais, indispensáveis para a compreensão do tema.

Posteriormente, é elaborado o projeto conceptual de uma aeronave com um peso máximo à decolagem de 15 kg, que se pretende decolar e aterrar verticalmente, bem como voar na horizontal a 20 m/s e a 1000 ft de altitude. Para isso, é feito um dimensionamento inicial da carga alar associada, e determina-se a potência dos motores para as diversas fases de operação. Consecutivamente, são definidas as características da asa, da fuselagem e dos estabilizadores horizontal e vertical, calculando-se de seguida a resistência total que uma aeronave com essas características acarreta. Finalmente, é determinada a sua margem estática para efeitos de estabilidade estática.

Realizado o projeto conceptual, provou-se o conceito de decolagem e aterragem verticais através de uma prova de conceito. Esta prova consistiu num aeromodelo de dimensões e massa inferiores ao projetado. Para o efeito, programou-se e instalou-se um piloto automático que controla cinco motores e quatro servos. Realizaram-se vários testes e ensaios em voo, em que no último deles a aeronave executou uma decolagem e uma aterragem à vertical, e efetuou um curto voo de asa fixa.

Palavras chave: projeto aeronáutico; veículo aéreo não tripulado; asa fixa; decolagem e aterragem vertical; prova de conceito.

Abstract

In recent years, Air Force Academy Research Center has focused its research mainly on unmanned aircraft vehicles. This project reinforces the work that has been done, opening a new window in the operation's spectrum of this type of vehicles.

The vertical take-off and landing capability is not recent, and it is present in some aircrafts, either manned or unmanned. However, this capability has shown some advantages. This work starts by describing the key concepts of the aircraft design, and vertical take-off and landing of unmanned aircraft vehicles, which are crucial to the understanding of the subject.

Following this, a conceptual design of an aircraft is made. That aircraft should have 15kg of maximum take-off weight and fly horizontally at 20 m/s and at 1000 ft of altitude (equivalent to 304,8 meters). To achieve that, an initial sizing of the wing loading and the power loading is done. Then the characteristics of the wing, fuselage, and horizontal and vertical elevator are calculated, such as total drag that an aircraft like that produces. Finally, the static margin for static stability purposes is determined.

Once the conceptual design is done, proof of concept of vertical take-off and landing was achieved by using a similar model than the projected one. For that, an autopilot was programmed to control five motors and four servos. Some flying tests took place and, in the last one, the aircraft performed a complete flight, taking-off and landing vertically.

Key words: conceptual design; unmanned aircraft vehicle; fixed wing; vertical and take-off landing; proof of concept.

Índice

ÍNDICE.....	XIII
ÍNDICE DE FIGURAS.....	XVII
ÍNDICE DE TABELAS	XIX
LISTA DE ABREVIATURAS	XXI
LISTA DE SÍMBOLOS.....	XXV
CAPÍTULO 1. INTRODUÇÃO	1
1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO	2
1.2 MOTIVAÇÃO.....	3
1.3 OBJETIVO	4
1.4 ESTRUTURA E ORGANIZAÇÃO DA DISSERTAÇÃO DE MESTRADO	4
CAPÍTULO 2. REVISÃO DA LITERATURA.....	7
2.1 FASES DE PROJETO DE UMA AERONAVE.....	8
2.1.1 <i>Projeto conceptual</i>	9
2.1.2 <i>Projeto preliminar</i>	9
2.1.3 <i>Projeto detalhado</i>	10
2.2 UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS	11
2.2.1 <i>UAS na Força Aérea</i>	12
2.3 CAPACIDADE DE DESCOLAGEM E ATERRAGEM VERTICAIS	12
2.3.1 <i>Aeronaves VTOL tripuladas</i>	13
2.3.2 <i>Aeronaves VTOL não tripuladas</i>	15
CAPÍTULO 3. PROJETO CONCEPTUAL.....	25
3.1 ESCOLHA DA CONFIGURAÇÃO VTOL.....	26
3.2 DIMENSIONAMENTO INICIAL	27
3.2.1 <i>Fase de voo horizontal</i>	28
3.2.1.1 Carga alar	28
3.2.1.2 Power Loading	32

3.2.2 Fase de voo vertical.....	34
3.2.3 Fase de transição	36
3.3 PROJETO.....	38
3.3.1 Asa.....	38
3.3.2 Fuselagem	42
3.3.3 Estabilizadores horizontal e vertical.....	45
3.3.4 Trem	50
3.4 RESISTÊNCIA E VERIFICAÇÃO DO MOTOR	50
3.5 ESTABILIDADE ESTATICA	54
CAPÍTULO 4. PROVA DE CONCEITO	57
4.1 O CONCEITO	58
4.2 CONFIGURAÇÃO DE SOFTWARE	58
4.2.1 Estação de controlo terrestre	59
4.2.2 Piloto Automático	61
4.3 CONSTRUÇÃO DA PROVA DE CONCEITO	62
4.3.1 Identificação do aeromodelo.....	62
4.3.2 Adaptação VTOL	63
4.3.3 Sistema elétrico	66
4.3.4 Controlo de força propulsora e superfícies	67
4.4 TESTES DE FUNCIONAMENTO E ENSAIOS EM VOO	71
4.4.1 Teste dos servos.....	71
4.4.2 Calibração dos ESC e teste dos motores sem hélices	71
4.4.3 Teste da resposta dos motores aos comandos RC e à autocompensão do Pixhawk.....	73
4.4.4 Primeiro bloco de testes em voo (indoor)	75
4.4.5 Segundo bloco de testes em voo (indoor)	77
4.4.6 Terceiro bloco de testes em voo (outdoor)	79
4.4.7 Quarto bloco de testes em voo (outdoor).....	81
CAPÍTULO 5. CONCLUSÕES	89
5.1 RESULTADOS FINAIS	91

5.2 LIMITAÇÕES	93
5.3 PERSPETIVAS PARA TRABALHOS FUTUROS.....	94
BIBLIOGRAFIA	95
ANEXO A – DESCRIÇÃO DOS CRITÉRIOS UTILIZADOS NO ESTUDO	
<i>ANALYTIC HIERARCHY PROCESS</i>.....	A-1
ANEXO B – RESULTADO DO ESTUDO DOS PERFIS ALARES EM 3D NO	
<i>SOFTWARE XFLR5</i>.....	B-1
ANEXO C – CONFIGURAÇÃO E PROGRAMAÇÃO DO PILOTO	
<i>AUTOMÁTICO</i>	C-1
C.1 INSTALAÇÃO DO <i>FIRMWARE</i>	C-1
C.2 PROGRAMAÇÃO DO <i>ARDUPLANE</i>	C-2
ANEXO D – LIGAÇÕES DOS MOTORES E SERVOS NO PIXHAWK.....	D-1
ANEXO E – <i>FLIGHT MODES</i>.....	E-1
ANEXO F – TESTES DOS MOTORES E CALIBRAÇÕES.....	F-1
ANEXO G – LIÇÕES APRENDIDAS	G-1
G.1 SERVOS	G-1
G.2 MOTORES.....	G-2

Índice de figuras

FIGURA 1 - "THE DESIGN WHEEL", ADAPTADO (RAYMER, 1989).....	8
FIGURA 2 - V-22 OSPREY (BOEING, 2018).....	14
FIGURA 3- AERONAVE LOCKHEED MARTIN F-35B A EXECUTAR UMA ATERRAGEM VERTICAL (LOCKHEED MARTIN CORPORATION, 2019).	15
FIGURA 4 - AGUSTA-WESTLAND GL-10 (TIELIN ET AL., 2018).	16
FIGURA 5 - DESENHO COMPUTORIZADO DA AERONAVE HQ-60 UAV (TIELIN ET AL., 2018).	17
FIGURA 6 - CONFIGURAÇÃO DE ASA VOADORA COM QUATRO MOTORES (MALANG, 2016).	18
FIGURA 7 - AERONAVE DELFTACOPTER ANTES DA DESCOLAGEM (MAVLAB TU DELFT, 2018).....	19
FIGURA 8 - AERONAVE DELFTACOPTER EM VOO (MAVLAB TU DELFT, 2018).	19
FIGURA 9 - QUANTUM TRON F9 EM VOO VERTICAL (QUANTUM SYSTEMS, 2019) (ADAPTADO).	20
FIGURA 10 - QUANTUM TRINITY F9 NA POSIÇÃO DE VOO HORIZONTAL (QUANTUM- SYSTEMS, 2019).	21
FIGURA 11 - JOBY LOTUS MULTIFUNCTIONAL ROTOR VTOL UAV EM MODO VTOL (PRESS, 2017).....	21
FIGURA 12 - ESBOÇO DA AERONAVE JOBY LOTUS MULTIFUNCTIONAL ROTOR VTOL UAV EM MODO VTOL (ESQUERDA) E EM MODO DE VOO HORIZONTAL (DIREITA) (SINHA ET AL., 2015).....	22
FIGURA 13 - E-FLITE CONVERGENCE VTOL (FLITE TEST, 2017).....	22
FIGURA 14 - EXEMPLO DE UMA AERONAVE HOMEBUILT COM DOIS MOTORES RC VTOL (STANTON, 2018).....	23
FIGURA 15 - GRÁFICO DA VARIAÇÃO DE W/P EM FUNÇÃO DE W/S	38
FIGURA 16 - GRÁFICO DA VARIAÇÃO DE D VS D/L	44
FIGURA 17 - MISSION PLANNER (ARDUPILOT DEV TEAM, 2019).....	60
FIGURA 18 - PILOTO AUTOMÁTICO "PIXHAWK".	61

FIGURA 19 – ESQUEMA DO QUADPLANE VTOL (VISTA DE CIMA) (ARDUPILOT DEV TEAM, 2019).....	62
FIGURA 20 - AERONAVE DO TIPO "SKYWALKER" EM POLIESTIRENO EXPANDIDO.	63
FIGURA 21 - APOIO COM DOBRADIÇA DE UM DOS MOTORES FRONTAIS.	65
FIGURA 22 - APOIO EM CARBONO PARA DOIS MOTORES COM SUPORTES DE DOBRADIÇA. 65	
FIGURA 23 – DIAGRAMA DE BLOCOS DO AEROMODELO DA PROVA DE CONCEITO.	66
FIGURA 24 - BATERIA DE 5200 MAH.	67
FIGURA 25 - COMANDO RC DO UTILIZADOR.....	68
FIGURA 26 - LIGAÇÃO DOS PERIFÉRICOS AUXILIARES AO PIXHAWK.	69
FIGURA 27 - AERONAVE ANTES DA MONTAGEM FINAL.	70
FIGURA 28 - PROCEDIMENTO PARA ALTERAR O SENTIDO DE ROTAÇÃO DOS MOTORES (DRONETREST, 2015).....	73
FIGURA 29 - MONTAGEM FINAL DO AEROMODELO.	74
FIGURA 30 - AERONAVE EM VOO NO 1º BLOCO DE VOOS.	76
FIGURA 31 - AERONAVE EM VOO NO 2º BLOCO DE VOOS.	78
FIGURA 32 - AERONAVE EM VOO NO 3º BLOCO DE VOOS.	79
FIGURA 33 - AERONAVE EM VOO VERTICAL NO 4º BLOCO DE VOOS.....	81
FIGURA 34 - TRAJETÓRIA DO 1º VOO DO 4º BLOCO DE TESTES EM VOO.....	82
FIGURA 35 - GRÁFICO ALTITUDE E VELOCIDADE VS. TEMPO, RELATIVO AO 1º VOO DO 4º BLOCO DE TESTES EM VOO.....	82
FIGURA 36 - TRAJETÓRIA DO 2º VOO DO 4º BLOCO DE TESTES EM VOO.....	83
FIGURA 37 - GRÁFICO ALTITUDE E VELOCIDADE VS. TEMPO, RELATIVO AO 2º VOO DO 4º BLOCO DE TESTES EM VOO.....	84
FIGURA 38 - TRAJETÓRIA DO 3º VOO DO 4º BLOCO DE TESTES EM VOO.....	85
FIGURA 39 - GRÁFICO ALTITUDE E VELOCIDADE VS. TEMPO, RELATIVO AO 3º VOO DO 4º BLOCO DE TESTES EM VOO.....	85
FIGURA 40 - AERONAVE EM VOO HORIZONTAL NO 4º BLOCO DE VOOS.	86
FIGURA 41 - ESQUEMA DE LIGAÇÃO DO "PIXHAWK" PARA CONFIGURAÇÃO INICIAL.	C-1
FIGURA 42 - PIXHAWK E MISSION PLANNER DESLIGADOS.	C-2
FIGURA 43 - PIXHAWK E MISSION PLANNER LIGADOS.	C-3
FIGURA 44 - LIGAÇÕES NAS SAÍDAS DO PIXHAWK.....	D-2

Índice de tabelas

TABELA 1 - RESUMO DAS CONFIGURAÇÕES VTOL.	23
TABELA 2 - CRITÉRIOS UTILIZADOS NA AHP E A RESPECTIVA PONDERAÇÃO.	26
TABELA 3 - RESULTADO DO ESTUDO AHP PARA A ESCOLHA DA CONFIGURAÇÃO VTOL A APLICAR.	27
TABELA 4 - CARACTERÍSTICAS DAS AERONAVES DO ESTUDO DE MERCADO	29
TABELA 5 - PRINCIPAIS PARÂMETROS DO ESTUDO 3D DOS PERFIS ALARES.....	41
TABELA 6 - PRINCIPAIS PARÂMETROS DO ESTUDO 3D DOS PERFIS ALARES REFERENTES AO COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO EM VOO CRUZEIRO.....	41
TABELA 7 - PESO DOS COMPONENTES DA AERONAVE DA PoC.	64
TABELA 8 - RESUMO DOS PRIMEIROS TESTES DE AUTOCOMPENSAÇÃO E RESPOSTA DOS COMANDOS DO RC.	75
TABELA 9 - CÁLCULO DA AUTONOMIA TOTAL PARA A BATERIA DE 5200 MAH EM VOO QUADPLANE.....	77
TABELA 10 - CÁLCULO DA AUTONOMIA TOTAL PARA A BATERIA DE 4200 MAH EM VOO QUADPLANE.....	78
TABELA 11 - CÁLCULO DA AUTONOMIA TOTAL PARA A BATERIA DE 5200 MAH EM VOO COMPLETO.	87
TABELA 12 - CÁLCULO DA AUTONOMIA TOTAL PARA A BATERIA DE 4200 MAH EM VOO COMPLETO.	87
TABELA 13 - PARÂMETROS DA "FULL PARAMETER LIST" E RESPETIVOS VALORES.	C-5
TABELA 14 - CANAIS DE SAÍDA DO PIXHAWK E RESPETIVAS SUPERFÍCIES A CONTROLAR. D-	

Lista de abreviaturas

2D	Duas dimensões
3D	Três dimensões
AHP	<i>Analytic Hierarchy Process</i>
AR	Alongamento (do inglês, <i>Aspect Ratio</i>)
CA	Centro Aerodinâmico
CG	Centro de Gravidade
CIAFA	Centro de Investigação da Academia da Força Aérea
CTOL	Descolagem e aterragem convencionais (do inglês, <i>Conventional Take-Off and Landing</i>)
ESC	Controlador eletrónico de velocidade (do inglês, <i>Electronic Speed Controller</i>)
FAP	Força Aérea Portuguesa
FoM	Eficiência do rotor (do inglês, <i>Figure of Merit</i>)
GCS	Estação de controlo terrestre (do inglês, <i>Ground Control Station</i>)

GPS	Sistema de posicionamento global (do inglês, <i>Global Position System</i>)
IMU	Unidade de medida inercial (do inglês, <i>Inertial Measurement Unit</i>)
ISA	Atmosfera padrão internacional (do inglês, <i>International Standard Atmosphere</i>)
MTOW	Peso máximo à decolagem (do inglês, <i>Maximum Take-Off Weight</i>)
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NATO	Organização do tratado do Atlântico Norte (do inglês, <i>North Atlantic Treaty Organization</i>)
PoC	Prova de conceito (do inglês, <i>Proof of Concept</i>)
PWM	<i>Pulse Width Modulation</i>
RC	Controlo rádio (do inglês, <i>Radio Control</i>)
RPM	Rotações Por Minuto
RPV	Veículo pilotado remotamente (do inglês <i>Remotely Piloted Vehicle</i>)
STOVL	Decolagem curta e aterragem vertical (do inglês, <i>Short Take-Off and Vertical Landing</i>)

TO	<i>Technical Order</i>
UAS	Sistemas aéreos não tripulados (do inglês, <i>Unmanned Aerial Systems</i>)
UAV	Veículo aéreo não tripulado (do inglês, <i>Unmanned Aircraft Vehicle</i>)
UE	União Europeia
USB	<i>Universal Serial Bus</i>
VNE	Velocidade máxima (do inglês, <i>Velocity to Never Exceed</i>)
VTOL	Descolagem e aterragem verticais (do inglês <i>Vertical and Take-Off Landing</i>)
SM	Margem estática (do inglês, <i>Static Margin</i>)

Lista de símbolos

Símbolos com letras gregas

$\Lambda_{t/c_{max}}$	Ângulo de flecha da asa na linha de maior t/c
η_p	Eficiência do hélice
θ_{tilt}	Ângulo de transição
ρ_0	Densidade do ar ao nível médio das águas do mar
σ_{air}	Fator de densidade do ar relativo
α	Ângulo de ataque
γ	Razão entre calores específicos do ar
θ	Ângulo de subida
λ	Afilamento
μ	Viscosidade dinâmica do fluído
ρ	Densidade do ar
ω	Velocidade angular

Símbolos com letras romanas

$(L/D)_{max}$	Valor de eficiência aerodinâmica máxima
---------------	---

$(x/c)_m$	Ponto de maior rácio entre espessura da corda, na secção de perfil
ℓ_{HT}	Distância entre 1/4 da cordas médias aerodinâmica
ℓ_{VT}	Distância entre 1/4 da cordas médias aerodinâmicas
C_{D_0}	Coeficiente de resistência parasita
C_{D_I}	Coeficiente de resistência induzida
$C_{L_{máx}}$	Coeficiente de sustentação máximo
C_D	Coeficiente de resistência aerodinâmica
C_L	Coeficiente de sustentação
C_d	Coeficiente de resistência de uma pá do rotor
C_f	Coeficiente de resistência viscosa
L/D	Valor de eficiência aerodinâmica
S_{fus}	Área de fuselagem a considerar
S_{wet}	Área molhada da asa
V_∞	Velocidade horizontal após a transição
V_{max}	Velocidade máxima

V_{tip}	Velocidade na ponta da pá do rotor
V_y	Velocidade máxima de subida
W/S	Carga alar
$\bar{c}$	Corda média da asa
c_{ponta}	Corda na ponta da asa
c_{raiz}	Corda na raiz da asa
d/l	Rácio entre diâmetro e comprimento da fuselagem
t/c	Rácio entre a máxima espessura e a corda do perfil
D	Resistência aerodinâmica (do inglês, <i>Drag</i>)
F	Fator de forma
L	Sustentação (do inglês, <i>Lift</i>)
M	Número de Mach
Q	Fator de interferência
R	Constante do ar
Re	Número de Reynolds

S	Área alar (do inglês, <i>Surface</i>)
T	Força propulsora (do inglês, <i>Thrust</i>)
t	Temperatura
V	Velocidade
b	Envergadura da asa
d	Diâmetro da fuselagem
e	Fator de Oswald
l	Comprimento da fuselagem (do inglês, <i>length</i>)

Capítulo 1. Introdução

1.1 Contextualização

Desde os primeiros anos do século XX que a aviação tem vindo a desenvolver-se exponencialmente pelo mundo, superando inúmeros desafios e respondendo a diversas necessidades. Transformou-se, por isso, numa área multidisciplinar em constante evolução, começando com a conquista de um voo de breves segundos, numa distância não superior às centenas de metros, e evoluindo para o que podemos observar hoje: voos intercontinentais que ligam o globo numa escala temporal muito mais rápida, quando comparado com o transporte terrestre e/ou marítimo, e que dão resposta a milhões de passageiros. Durante esta evolução, a aviação atendeu às necessidades de duas guerras mundiais, ao transporte aéreo intra e intercontinental, a demonstrações aéreas e festivais aéreos, à busca e salvamento terrestre e marítimo, à investigação e desenvolvimento científicos e tecnológicos, entre outros. A grande maioria destes quadros de atuação foram garantidos por aeronaves tripuladas, estando ainda os sistemas aéreos não tripulados (UAS, do inglês *Unmanned Aerial Systems*) num estado subdesenvolvido, quando comparadas com as anteriores. Atualmente, uma força armada com credibilidade é detentora de sistemas de armas do tipo UAV, ou projetos para a sua aquisição. São mais de 40 os países que operam um número superior a 80 tipos de UAS (MFA 500-12, 2013).

Existem muitas diferenças entre aeronaves não tripuladas e aeronaves tripuladas. Começando logo pela designação em si, umas voam com tripulação, outras sem ninguém a bordo. Esta é uma característica importantíssima, pois assim, tal como defende Austin (2010), às aeronaves não tripuladas podem ser atribuídas missões dentro do conceito 3D, *dull, dirty & dangerous*. As missões *dull* são missões de longa duração. As *dirty* são aquelas onde há a possibilidade de exposição a contaminantes nucleares, radiológicos, químicos ou biológicos. As *dangerous* são missões que na sua generalidade apresentam um perigo acrescido, como por exemplo as realizadas em território hostil. Todas elas, quando realizadas por aeronaves tripuladas, colocam em perigo os tripulantes. Desta forma, os UAS assumem-se como uma alternativa às limitações das tripulações. Outro

fator relevante, também argumentado pelo mesmo autor, é o fator económico. Os UAS, quando comparados com a generalidade das aeronaves tripuladas, traduzem-se num custo inferior (Austin, 2010), devido às suas dimensões aquando da sua construção, e das necessidades de propulsão através de um menor consumo de combustível.

Neste paradigma verifica-se que as aeronaves não tripuladas auxiliam cada vez mais as missões aeronáuticas, seja a nível civil ou militar.

1.2 Motivação

Durante os últimos anos, o Centro de Investigação da Academia da Força Aérea tem desenvolvido diversas plataformas aéreas não tripuladas de modo a satisfazer um conjunto de missões de interesse militar para a Força Aérea Portuguesa (FAP). Estas missões são essencialmente de vigilância e reconhecimento em ambiente marítimo, sendo executadas por aeronaves de asa fixa, que, quando comparadas com aeronaves de asa rotativa, oferecem melhor autonomia, velocidade de cruzeiro e capacidade de carga. Apesar das vantagens, é necessária uma pista devidamente adequada para as descolagens e aterragens deste tipo de aeronaves, bem como toda a logística associada, infraestruturas essas que acabam por encarecer a sua operação.

Por outro lado, as aeronaves de asa rotativa, como os helicópteros ou multi-rottores detêm a capacidade de descolagem vertical, de pairar sobre um determinado alvo ou voar a velocidades mais baixas, sendo uma mais valia em missões de vigilância e reconhecimento.

Com esta dissertação, pretende-se unificar na operação de UAS as vantagens da utilização de aeronaves de asa fixa e de aeronaves de asa rotativa, a fim de projetar um conceito de uma aeronave de asa fixa com descolagem vertical.

1.3 Objetivo

O objetivo desta dissertação é elaborar um projeto de uma aeronave de asa fixa com descolagem vertical que reúna as vantagens da utilização de aeronaves de asa fixa e de aeronaves de asa rotativa. Este trabalho traduz-se num projeto conceptual de uma aeronave de asa fixa com descolagem vertical e numa prova de conceito do modelo projetado.

Os requisitos inicialmente estipulados são de uma aeronave não tripulada com um peso máximo à descolagem de 15 kg. Pretende-se que a mesma descole na vertical, voe horizontalmente a uma velocidade de 20 m/s, a uma altitude de mil pés (equivalente a 304,8 metros) e aterre na vertical. A sua velocidade máxima pretendida é de 25 m/s.

No final pretende-se obter um protótipo possível de ser utilizado em investigações futuras, enriquecendo o conhecimento científico do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA).

1.4 Estrutura e organização da dissertação de mestrado

Esta dissertação de mestrado é composta por cinco capítulos principais: introdução; revisão de literatura; projeto conceptual; prova de conceito; conclusões.

No capítulo da introdução é apresentada uma contextualização do tema, bem como o seu enquadramento motivacional no contexto aeronáutico e da FAP. Explica-se o objetivo deste trabalho, quais os propósitos a alcançar, em contrapartida de algumas limitações encontradas, bem como futuros desafios a superar.

No capítulo da revisão de literatura é apresentado o estado de arte do tema, de modo a conhecer o que já vem sendo feito pela comunidade científica sobre o

mesmo, concretamente: configurações *Vertical and Take-off Landing* (VTOL) existentes, assim como a definição de conceitos associados.

O terceiro capítulo é sobre o projeto conceptual. Este é subdividido em cinco subcapítulos. Antes do projeto propriamente dito, é selecionada a configuração VTOL a aplicar no projeto, de entre as mais relevantes retiradas da revisão bibliográfica e do estudo de mercado. Após essa escolha inicia-se o dimensionamento inicial, concretizando posteriormente o projeto da asa, fuselagem e cauda da aeronave. Por fim calcula-se a resistência total da aeronave e a sua margem estática.

O quarto capítulo, subdividido em quatro subcapítulos é a da prova de conceito. Aqui é definido o conceito que se procura demonstrar, a construção do aeromodelo, aliado à configuração de software necessária para o efeito. Posteriormente são apresentados os resultados dos testes e ensaios em voo do protótipo VTOL construído.

Por último, são apresentadas as conclusões retiradas desta dissertação e as limitações encontradas, bem como possíveis desafios para projetos futuros.

Capítulo 2. Revisão da literatura

Neste capítulo é feita uma revisão sobre a bibliografia existente acerca do tema, através da exposição e análise de conceitos teóricos importantes para a compreensão do trabalho, bem como da apresentação das configurações VTOL mais relevantes na comunidade científica e no mercado. Inicia-se com a análise das fases de projeto de uma aeronave, na generalidade. De seguida são abordados os conceitos de UAS e a sua utilização na FAP. Especificando um pouco mais a revisão bibliográfica, são estudados casos concretos de aeronaves VTOL, primeiramente e num âmbito de contextualização, de aeronaves tripuladas, passando posteriormente para aeronaves não tripuladas. A revisão do estado da arte termina com a apresentação de outros sistemas mais avançados de tecnologia VTOL.

2.1 Fases de projeto de uma aeronave

Desde sempre existiu dificuldade em definir onde é que se inicia o processo de projeto, pois quem desenha uma aeronave defende que este começa com o conceito que se pretende da aeronave, quer seja um caça, um bombardeiro ou um avião de instrução. Já os responsáveis pela parte da estabilidade e controlo defendem que se devem definir à priori qual o peso máximo com que a aeronave pode descolar e as limitações relativas à sua centragem. Por outro lado, os clientes, sejam eles militares ou civis, iniciam o esboço de uma aeronave pelos requisitos operacionais aos quais a mesma irá responder. Todos estes pontos de vista estão corretos, pois o projeto de uma aeronave é uma tarefa multidisciplinar, como se pode ver na Fig. 1.1, separada por áreas, como a propulsão, estruturas e aerodinâmica por exemplo (Raymer, 1989).

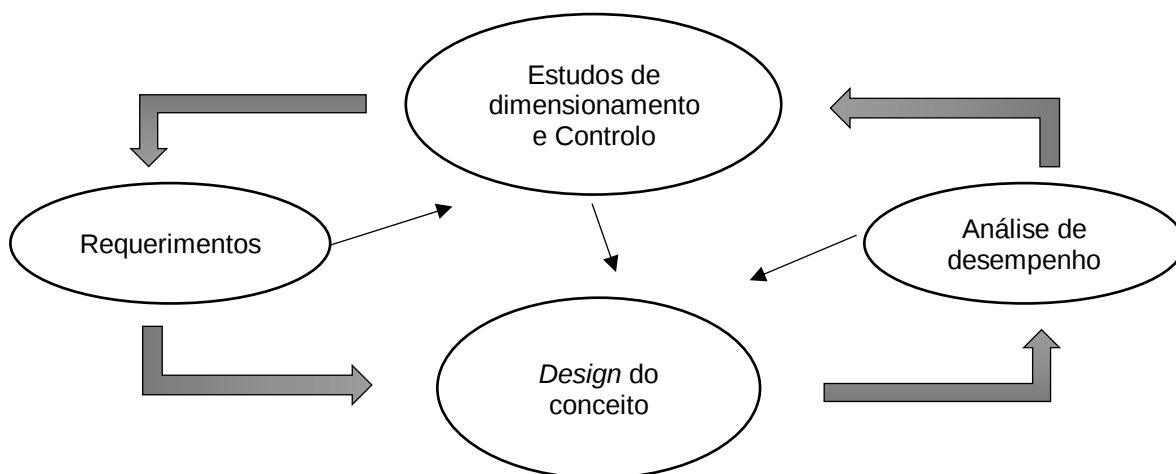


Figura 1 - "The Design Wheel", adaptado (RAYMER, 1989).

Na maioria dos projetos aeronáuticos, o projeto das aeronaves obedece a um conceito dividido em três fases principais:

- Projeto conceptual
- Projeto preliminar
- Projeto detalhado

2.1.1 Projeto conceptual

No caso específico de uma aeronave, é na fase de projeto conceptual que se respondem às questões básicas de configuração, como as especificidades das asas, o comprimento e envergadura totais, o peso vazio e máximo, a sua performance, velocidade máxima pretendida, teto de serviço, entre outros. Analisar os requisitos de operação – e partir deles – é um ponto importante nesta etapa do projeto (Raymer, 1989).

É também nesta fase que se testam os aeromodelos no túnel de vento para avaliar e confirmar as características aerodinâmicas teóricas. Caso seja necessário reajustar alguma das formas físicas da aeronave, esta é a etapa de projeto mais adequada, pois facilitarão as próximas fases de projeto (Austin, 2010).

Um último aspeto a ter em conta na fase conceptual é a necessidade tecnológica externa, ou seja, se a aeronave a desenvolver necessitar de tecnologia que ainda está em desenvolvimento naturalmente não será possível continuar com o projeto da mesma. No entanto, e contrariamente aos casos anteriores, esta condição é temporária. Verificar-se-á apenas até toda a tecnologia, como software e hardware utilizados nos sistemas aviónicos de navegação, comunicação, entre outros, estarem totalmente desenvolvidos (Austin, 2010).

Em suma a fase conceptual é uma análise sobre a viabilidade do conceito que vai ser elaborado.

2.1.2 Projeto preliminar

Ultrapassada e completa a fase conceptual, vem a fase preliminar. É nesta fase que o esboço de desenho do projeto, no caso concreto da indústria aeronáutica, da aeronave, é revisto. O objetivo é de otimizar a complementaridade do projeto com os diversos sistemas para se obter a máxima performance na generalidade dos ambientes onde a aeronave vai operar. Esta complementaridade pode ser revista através da maquete utilizada na fase conceptual, onde se analisa,

a três dimensões, como será feita a montagem das diversas partes constituintes. É importante ter em consideração que se deve preservar um acesso fácil a todas as partes da aeronave e seus sistemas, para casos de operação e manutenção dos mesmos (Austin, 2010).

Uma vez que as diversas partes constituintes da aeronave podem ser desenvolvidas por diferentes fabricantes, é importante manter uma uniformidade e uma transparente definição do objetivo para que as diferentes partes encaixem e se adaptem na peça final. Esta é uma atividade crucial no estado preliminar. (Raymer, 1989).

Atualmente a construção de uma maquete que replique a aeronave em projeto vem sendo cada vez menos necessária com a implementação da capacidade computacional de modelação em 3D. No entanto uma análise de um aeromodelo físico não deve ser totalmente descartada (Austin, 2010).

O objetivo preliminar final é o de preparar a próxima fase, o projeto detalhado, também conhecido como o desenvolvimento à escala real. A confiança de que o projeto tem capacidade para ser executado é agora máxima, mas acima de tudo, que consegue ser executado dentro do tempo e custo estimado (Raymer, 1989).

2.1.3 Projeto detalhado

Esta é a última etapa do projeto. Neste ponto de trabalho o staff especializado na conceção da aeronave aumenta e surgem as diferentes áreas de trabalho, que serão desenvolvidas por equipas diferentes. Estas áreas seguirão o estudo e análise já elaborados, e compreendem matérias como aerodinâmica, estruturas, controlo, aviónicos, propulsão, entre outros. (Austin, 2010). Mesmo um componente específico que foi analisado como um todo nas fases conceptual e preliminar, será trabalhado como um conjunto de pequenas peças. Por exemplo, no caso de uma asa, esta foi analisada por inteiro anteriormente, mas agora será repartida em longarinas, *ribs* e revestimento, produzidos separadamente. (Raymer, 1989).

O projeto detalhado termina com o fabrico da aeronave. (RAYMER, 1989). Além disso toda a gestão relativa à produção da aeronave é feita nesta fase, desde a génese do produto até à definição dos meios de apoio necessários à sua operação, passando pelas várias fases de teste do protótipo após o término do fabrico, tudo é planeado e gerido na fase detalhada de projeto (Austin, 2010).

Além do enunciado anterior, é ainda neste último estágio de projeto que são publicadas as diretivas do fabricante para a operação da aeronave, como a *Technical Order* (TO) (Austin, 2010).

2.2 Unmanned Aircraft Systems

Um UAS não é mais do que um sistema, e deve ser considerado como tal. Como qualquer sistema, um UAS compreende uma série de subsistemas que em conjunto contribuem para a sua operação. Um desses subsistemas é a própria aeronave, conhecido como *Unmanned Air Vehicle* (UAV). Outros subsistemas são, por exemplo, a estação de controlo, o mecanismo de lançamento e recolha, e os sistemas de guiamento e controlo da aeronave (Austin, 2010).

O termo UAV começou a ser usado em maior escala no princípio dos anos de 1990 para descrever uma aeronave não tripulada robótica. Este termo substituiu o *Remotely Piloted Vehicle* (RPV), anteriormente usado durante e após a guerra do Vietname. (Newcome, 2004). Um UAV é uma aeronave que não transporta nenhum operador humano e tem a capacidade de voar com ou sem controlo remoto humano (Defense, 2010).

A definição de UAV tem por base o que a aeronave é concretamente, e não o que ela executa. O seu espectro de missões é bastante variado e podem adquirir carácter civil ou militar. Um UAV pode ser usado comercialmente para cinematografia, como hoje em dia são cada vez mais utilizados os conhecidos *drones*, ou militarmente, sobretudo em missões de vigilância. Aliás, esta é a missão

mais atribuída aos UAV a nível militar, e, conseqüentemente, é por isso que são conhecidos (Newcome, 2004).

2.2.1 UAS na Força Aérea

Num panorama nacional e internacional em constante mudança, é cada vez maior o espectro de missões às quais a FAP tem de responder. Muitas delas, devido aos elevados custos financeiros e humanos que necessitam, encontram nos UAS uma viável solução operacional, para se complementarem e expandirem (MFA 500-12, 2013).

Nas missões que envolvem mais perigo e/ou mais monotonia, a utilização de plataformas UAS revela-se proveitosa, não só para reduzir custos, como aumentar a segurança e qualidade de trabalho das tripulações. Nesta perspetiva Portugal, mais concretamente a FAP, deverá redefinir requisitos técnicos e operacionais, bem como estudar a implementação desta nova estratégia de operação de UAS. Deve procurar-se uma exploração das capacidades dos UAS que se adequem a uma utilização estritamente militar bem como outras missões de interesse público por parte da Força Aérea, em ligação com a *North Atlantic Treaty Organization* (NATO) e com a União Europeia (UE) como o reconhecimento e vigilância aérea (MFA 500-12).

2.3 Capacidade de descolagem e aterragem verticais

A capacidade VTOL, em oposição à aterragem convencional (CTOL, do inglês *Conventional Take-Off and Landing*) (Raymer, 1989) consiste numa aeronave de asa fixa descolar e aterrar na vertical, além de voar em linha de voo e conseguir pairar sobre um local específico. Os seus motores geram sustentação e força

propulsora nas fases de decolagem e aterragem, enquanto que na fase de voo a sustentação é assegurada pelas asas (Unmanned Systems Technology, 2018).

Existem inúmeras vantagens de um sistema VTOL. É necessário menos espaço para a decolagem e aterragem, não necessitando de uma pista como as tradicionais aeronaves de asa fixa. Têm a capacidade de monitorizar, em voo estacionário, uma determinada área com maior eficiência do que outra aeronave que efetue órbitas sobre o mesmo espaço (Unmanned Systems Technology, 2018).

Para estas aeronaves o voo é composto por três fases: a fase de asa rotativa, a fase de voo de asa fixa e a fase de transição entre ambas (Tielin et al., 2018).

Este conceito não é novo, pois já existem diversas aeronaves com sistema VTOL, desde aeronaves tripuladas e não tripuladas. De seguida serão apresentadas diversas soluções que já existem para cada um dos casos.

2.3.1 Aeronaves VTOL tripuladas

Um dos sistemas utilizados em aeronaves tripuladas é o da aeronave V-22 *Osprey* (Figura 2) Este é um sistema que utiliza os dois rotores para gerar sustentação na decolagem e aterragem, bem como criar propulsão em voo de asa fixa. Para isso o V-22 *Osprey* funciona como helicóptero na fase inicial e final do seu voo e, já no ar, os seus motores rodam 90° e passam a funcionar como *turboprop* (Dunford & Lunn, 1990).



Figura 2 - V-22 Osprey (Boeing, 2018).

Apesar dos avanços tecnológicos do séc. XX na capacidade VTOL, as exigências atuais levaram a que esta aptidão fosse revista. Hoje em dia a aviação militar tem um objetivo principal: o apoio direto às forças nos teatros de operações. Contudo, é cada vez mais difícil a evolução tecnológica, com investimento em aeronaves supersônicas, estar a par desta necessidade através da tecnologia VTOL. Em resposta a esta problemática a *Rolls Royce* desenvolveu o sistema de *LiftSystem*, que possui uma *Lift fan* que opera perpendicularmente ao escoamento do ar na aeronave. Isto requer uma *performance* suficiente para conseguir operar mesmo em condições adversas (Rolls-Royce, 2019)

Este sistema está implementado no Lockheed Martin F-35B *Lightning II* (Figura 3), uma aeronave com capacidade de *Short Take-Off and Vertical Landing* (STOVL), ou seja, executa aterragem vertical, no entanto a aterragem é conseguida utilizando uma distância mais curta do que uma aterragem convencional. O Lockheed Martin F-35B *Lightning II* é a primeira aeronave supersónica a nível mundial com a capacidade STOVL (Lockheed Martin Corporation, 2019).



Figura 3- Aeronave Lockheed Martin F-35B a executar uma aterragem vertical (Lockheed Martin Corporation, 2019).

A capacidade STOVL é conseguida através de vários componentes instalados na aeronave: uma *fan*, a *Rolls Royce Lift fan*, instalada atrás do cockpit da aeronave, que opera o escoamento do ar no sentido descendente, e que é capaz de gerar 20 000 libras de força propulsora; uma tubeira que se movimenta 95° e direciona o fluxo de ar que sai do motor principal na vertical; um conjunto de *Roll Posts* instalados na lateral da aeronave, e que aproveitam o *bypass* do motor principal para direcionar esse escoamento verticalmente (Figura 3) (Rolls-Royce, 2019).

Apesar de tecnologicamente avançada, esta configuração não é possível de aplicar ao UAV do presente projeto conceptual dados os seus requisitos operacionais impostos.

2.3.2 Aeronaves VTOL não tripuladas

Tendo em conta a variedade de UAV com capacidade VTOL, estas podem ser de dois tipos:

- Aeronaves que utilizam os mesmos motores para descolar, aterrar e voar em voo de nível;

- Aeronaves que possuem um conjunto de motores para a decolagem e aterragem, separado do sistema propulsivo utilizado em linha de voo.

Uma aeronave que utiliza os mesmos motores para decolar, aterrizar e voar em linha de voo é a *Agusta-Westland GL-10* (Figura 4) desenvolvida pela *National Aeronautics and Space Administration (NASA) Langley Research Center* e *Northrop Grumman's TERN UAV* (Tielin et al., 2018).



Figura 4 - Agusta-Westland GL-10 (Tielin et al., 2018).

A capacidade VTOL é conseguida por uma asa móvel, onde estão inseridos 6 motores, que roda 90° dependendo se a aeronave está a decolar, aterrizar ou em voo. Na primeira e segunda situações a asa está disposta de tal forma que a corda fique perpendicular ao eixo longitudinal do avião. Quando em linha de voo a corda fica paralela a esse mesmo eixo, redirecionando o vetor de força propulsora de modo a aumentar a velocidade e, transitar para linha de voo e por fim deslocar a aeronave na horizontal (Tielin et al., 2018).

Como exemplo de uma aeronave que possui o sistema propulsivo em linha de voo independente da propulsão para VTOL, é a *HQ-60 UAV* (Figura 5) uma adaptação do *T-20 JUMP UAV* por parte da *Latitude Engineering's* (Tielin et al., 2018).

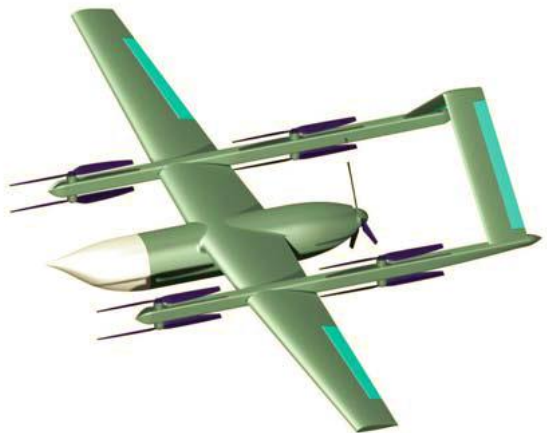


Figura 5 - Desenho computadorizado da aeronave HQ-60 UAV (Tielin et al., 2018).

Esta aeronave HQ-60 UAV possui dois sistemas de controlo. Um controla o modo de voo de helicóptero na fase de descolagem e aterragem, outro controlo o voo de asa fixa. A complexidade desta configuração está em assegurar uma correta transição entre os dois modos de voo. O sistema que controla o voo em helicóptero comanda quatro motores, dois de cada lado da aeronave, que geram sustentação, já o sistema que controla o voo de asa fixa é responsável por um hélice traseiro que gera força propulsora à aeronave (Tielin et al., 2018).

Para além destes exemplos, existem outras aeronaves com diferentes configurações VTOL que completam o estudo de mercado feito e consequentemente a revisão de literatura como é o caso da aplicação de quatro motores a uma asa voadora (Figura 6).



Figura 6 - Configuração de asa voadora com quatro motores (Malang, 2016).

A configuração de asa voadora é vantajosa relativamente ao tradicional conceito de asa e empenagens verticais e horizontais por desenvolver menos resistência e conseguir maior autonomia e alcance. Uma asa voadora tem também uma maior área alar, o que para além das vantagens aerodinâmicas, faz com que a aeronave seja mais facilmente resgatada de água em caso de amargem. Na asa voadora são colocados quatro motores, dois na frente e dois na retaguarda, para se conseguir as capacidades VTOL. São necessários quatro motores para conseguir gerar uma força de sustentação maior do que o peso, e assim a aeronave descolar. Os dois motores da frente e os dois motores de trás estão ligados por um eixo que em voo roda 90° , fazendo rodar igualmente os motores, de modo a que o vetor normal ao prato do hélice aponte na direção de deslocação da aeronave. A partir desse momento os quatro motores já não produzem sustentação, mas sim força propulsora (Malang, 2016).

Da Universidade de Delft, na Holanda, surge um conceito diferente dos já mencionados. O projeto *Delftaco*pter concebeu uma dupla asa voadora (em biplano) com um motor principal, na frente do avião e outros dois motores, mais pequenos, um em cada ponta de asa. Graças ao piloto automático aplicado nesta aeronave, ela tem a capacidade total de voo autónomo. O seu sistema de *Global Position System* (GPS) em conjunto com o *Inertial Measurement Unit* (IMU) e um tubo de

pitot, reúnem todas as informações necessárias para que o UAV consiga voar autonomamente (MAVLab TU Delft, 2018).



Figura 7 - Aeronave Delftcopter antes da decolagem (MAVLab TU Delft, 2018).



Figura 8 - Aeronave Delftcopter em voo (MAVLab TU Delft, 2018).

Esta aeronave descola verticalmente (Figura 7) graças ao seu motor principal, que numa fase inicial apenas gera sustentação. Posteriormente, graças aos motores secundários, transita para voo de asa fixa (Figura 8) e aí o motor principal passa a produzir a força propulsora necessária (MAVLab TU Delft, 2018).

Do fabricante *Quantum Systems* surgem dois novos conceitos de aeronaves VTOL: o *Quantum Tron F9* e o *Quantum Trinity F9*.

O *Quantum Tron F9* (Figura 9) é uma aeronave com quatro motores, dispostos em forma de *quadcopter*, que oferecem sustentação em VTOL, e quando em linha de voo de asa fixa, só os dois motores da frente estão ativos. Esta aeronave descola na vertical, com os quatro motores em funcionamento, aquando da transição de VTOL para voo de asa fixa, os dois motores da frente (mais próximos do nariz da aeronave) rodam 90°, de modo a que o plano do disco do hélice fique voltado para a frente, no sentido de deslocamento, e os outros dois motores traseiros são desativados, defletindo as pás dos hélices a favor do deslocamento do ar.



Figura 9 - *Quantum Tron F9* em voo vertical (Quantum Systems, 2019) (adaptado).

O *Quantum Trinity F9* (Figura 10) por outro lado, em vez de quatro motores tem apenas três, dois à frente da asa e um terceiro junto à empenagem vertical, com a particularidade que em linha de voo de asa fixa utiliza todos os motores para gerar a força propulsora. Na descolagem e aterragem a aeronave utiliza uma triangulação dos dois motores dianteiros com o traseiro para equilibrar a aeronave na subida e na descida, e, aquando da transição para voo horizontal, os mesmos rodam 90° para a frente, de modo semelhante aos motores dianteiros da aeronave *Quantum Tron F9*, e assim garantem a força propulsora necessária para o voo de asa fixa (Quantum-Systems, 2019).



Figura 10 - Quantum Trinity F9 na posição de voo horizontal (Quantum-Systems, 2019).

Outra possibilidade de configuração VTOL, resultado de um projeto conjunto entre a *Joby Aviation*, na Califórnia, e a NASA é a *Joby Lotus Multifunctional Rotor VTOL UAV* (Figura 11). É uma aeronave com três motores, como a anterior, mas com a especificidade dos motores mais dianteiros estarem embutidos nas pontas da asa. Esses mesmos motores contêm duas pás – formando um hélice adaptativo – e que em linha de voo horizontal se defletem de forma a prolongar a envergadura da asa, resultando assim numa configuração que reduz o arrasto (Figura 12). Também com esta configuração, o motor traseiro, instalado na empenagem vertical, roda 90° como nos anteriores casos de motores rotativos para gerar força propulsora horizontal (Sinha, Stoll, Stilson, & Bevirt, 2015).



Figura 11 - Joby Lotus Multifunctional Rotor VTOL UAV em modo VTOL (Press, 2017).

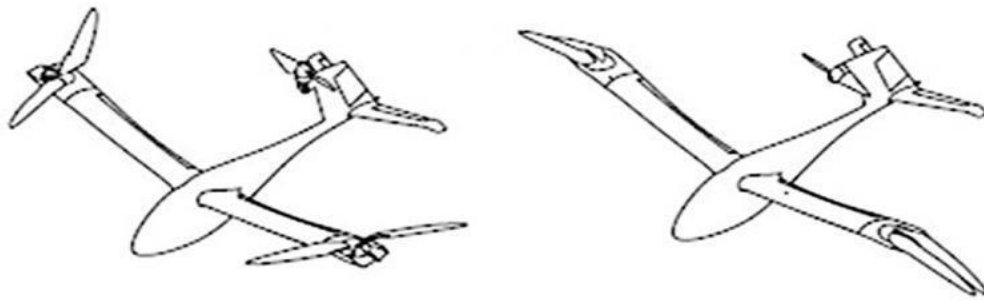


Figura 12 - Esboço da aeronave Joby Lotus Multifunctional Rotor VTOL UAV em modo VTOL (esquerda) e em modo de voo horizontal (direita) (Sinha et al., 2015).

Também disponível no mercado está uma opção da comerciante *Flite Test* com a aeronave *E-Flite Convergence VTOL* (Figura 13) com uma configuração VTOL de três motores, em que os dois mais dianteiros são em tudo semelhantes aos do *Quantum Trinity F9*, ou seja, rodam 90° em linha de voo horizontal para redirecionar a força propulsora da vertical para a horizontal, no entanto o motor traseiro está posicionado no estabilizador horizontal, contribuindo apenas para a decolagem e aterragem.



Figura 13 - E-Flite Convergence VTOL (FliteTest, 2017).

Por último, uma configuração VTOL mais simples, do tipo *homebuilt* é uma aeronave com dois motores, um em cada extremidade da asa, que asseguram a propulsão e sustentação em modo VTOL e que à semelhança de outras aeronaves

anteriores, rodam 90° para a frente a asseguram igualmente a propulsão na horizontal (Stanton, 2018).



Figura 14 - Exemplo de uma aeronave homebuilt com dois motores RC VTOL (Stanton, 2018).

Em suma, na Tabela 1 encontram-se enumeradas as configurações VTOL identificadas no estudo de mercado.

Tabela 1 - Resumo das configurações VTOL.

Nº	Aeronave	Descrição
1	Agusta-Westland GL-10	Asa móvel, que roda 90°, com 6 motores fixos, que rodam solidários com a asa.
2	HQ-60 UAV	Propulsão para VTOL independente da utilizada em linha de voo horizontal. Quatro motores na disposição de <i>quadcopter</i> para VTOL e um motor traseiro para propulsão em linha de voo horizontal.
3	Asa voadora com quatro motores	Asa voadora com quatro motores dispostos na configuração de <i>quadcopter</i> , que rodam 90° na fase de transição e que contribuem para a propulsão em linha de voo horizontal.
4	Delftacofter	Dupla asa voadora, do tipo <i>tailsitter</i> .
5	Quantum Tron F9	Quatro motores na configuração de <i>quadcopter</i> , em que na fase de transição rodam os dois dianteiros e se desativam

		os traseiros. A propulsão em linha de voo horizontal é garantida pelos motores dianteiros.
6	Quantum Trinity F9	Três motores – dois em frente à frente da asa e um no estabilizador vertical – que na fase de transição rodam 90° para a frente, e se desativam os dois dianteiros, ficando a propulsão em linha de voo horizontal a cargo do motor traseiro.
7	Joby Lotus Multifunctional Rotor VTOL UAV	Três motores – dois nas pontas da asa e um no estabilizador vertical – em que na fase de transição os das pontas da asa defletem as pás de modo a prolongar a envergadura da aeronave, e conjuntamente o motor traseiro roda 90° para garantir a propulsão em linha de voo horizontal.
8	E-Flite Convergence VTOL	Três motores – dois em frente à asa e um integrado no estabilizador horizontal – em que na fase de transição os dois frontais rodam 90° para a frente, assegurando a propulsão em linha de voo horizontal.
9	RC VTOL do tipo <i>homebuilt</i>	Dois motores colocados nas extremidades da asa que geram força propulsora e sustentação na fase VTOL, e que rodam 90° para a frente na fase de transição, assegurando igualmente a propulsão em linha de voo horizontal.

Capítulo 3. Projeto conceptual

A presente capítulo é dedicado ao projeto conceptual. Este é um trabalho extremamente iterativo e, em muitas situações, é necessário refazer cálculos, ou reanalisar resultados já obtidos, em virtude de novas conclusões. Primeiramente é escolhida a configuração VTOL a aplicar, e é feito um dimensionamento inicial com base nos requisitos indicados no capítulo 1, tendo em consideração todas as fases de voo, desde a descolagem até à aterragem, ambas verticais, passando pelo voo horizontal de asa fixa. Posteriormente vem o projeto das principais componentes da aeronave, asa, fuselagem, estabilizadores e trem de aterragem. Por último é calculada a resistência aerodinâmica total até obter o valor de força propulsora mínimo que os motores necessitam de gerar em linha de voo a velocidade horizontal constante.

3.1 Escolha da configuração VTOL

Para escolher qual a configuração VTOL a aplicar no projeto conceptual, utilizou-se o método *Analytic Hierarchy Process* (AHP). Para que exista organização na tomada de decisão, este método sugere que a mesma seja decomposta num conjunto de comparações, avaliadas pelo equipa de projeto, em que se atribuí a cada termo de comparação um peso para a decisão. Os mesmos termos, ou critérios, são avaliados numa determinada escala. Do conjunto das avaliações, em função dos pesos que os termos têm atribuídos, resulta a decisão final (Franco & Committee, 2018).

Neste sentido, a escolha da configuração VTOL a aplicar na aeronave deste projeto conceptual foi dividida em três principais critérios: operação, construção e adaptabilidade ao CIAFA. No critério da operação, os subcritérios tidos em conta são o espaço necessário para que a aeronave realize uma descolagem e aterragem verticais, bem como a aerodinâmica, estabilidade e controlo, autonomia, força propulsiva e peso adicionado. Quanto à construção, são considerados os subcritérios de custo, complexidade, viabilidade, adaptabilidade e duração da construção. Um terceiro critério ponderado prende-se com a adaptabilidade ao CIAFA, visto este ser um trabalho de investigação elaborado sob orientação do mesmo. Todos os critérios e subcritérios tidos em conta são apresentados na Tabela 2, e os detalhes relativos à pontuação a atribuir a cada um encontram-se no Anexo A.

Tabela 2 - Critérios utilizados na AHP e a respetiva ponderação.

<u>OPERAÇÃO</u>	40%	Espaço para descolagem	20%
		Aerodinâmica	20%
		Força Propulsiva	20%
		Estabilidade e Controlo	20%
		Peso acrescentado	20%
<u>CONSTRUÇÃO</u>	30%	Custo	55%
		Complexidade	45%
<u>INTERESSE PARA A FAP</u>	30%	Adaptabilidade ao CIAFA	100%

Desta seleção de critérios e respetivos pesos, o estudo AHP para a escolha da configuração VTOL a aplicar resulta na Tabela 3. Os números na linha superior representam as configurações VTOL enumeradas na Tabela 1 do ponto 2.3.2.

Tabela 3 - Resultado do estudo AHP para a escolha da configuração VTOL a aplicar.

<u>Critério/Configuração</u>	1	2	3	4	5	6	7	8	9
OPERAÇÃO	6,6	6,6	7,2	7	7	6,8	6,8	6,8	6,8
Espaço p/descolagem	7	8	8	8	8	8	8	8	6
Aerodinâmica	8	6	7	8	7	7	7	6	8
Força Propulsiva	8	6	8	6	7	6	6	7	7
Estabilidade e Controlo	5	8	8	5	8	7	7	7	6
Peso acrescentado	5	5	5	8	5	6	6	6	7
CONSTRUÇÃO	5	6	6,25	8	6,25	6	6	6	7,5
Custo	5	5	5	8	5	6	6	6	7
Complexidade	5	7	5	8	7,5	6	6	6	8
INTERESSE PARA A FAP	6	8	6	1	7,5	6	3	1	6
Adaptabilidade ao CIAFA	6	8	6	1	7,5	6	3	1	6
<u>TOTAL</u>	5,94	6,84	6,56	5,5	6,93	6,32	5,42	4,82	6,77

Pelo resultado obtido da tabela anterior, a configuração VTOL mais favorável, e que será aplicada, é a nº 5. Esta consiste em quatro motores na configuração de *quadcopter*, em que na fase de transição rodam os dois dianteiros e se desativam os traseiros. A propulsão em linha de voo horizontal é garantida pelos motores dianteiros.

3.2 Dimensionamento inicial

Num projeto conceptual de uma aeronave de asa fixa com descolagem vertical, compreende-se que o voo não será única e exclusivamente horizontal, com a asa responsável por toda a sustentação. Desta forma é pretendido que a aeronave deste projeto voe dentro de um espetro de operação completo, em que a mesma se revele útil. Se se tiver em conta a velocidade de voo horizontal, uma aeronave com capacidade VTOL preenche todo o leque de velocidades, desde a velocidade

horizontal nula (quando está a descolar ou a aterrar) até à sua velocidade horizontal máxima (VNE, do inglês *Velocity to Never Exceed*). Para tal, é necessário dimensionar o sistema propulsivo de modo a que este opere em todas as fases do voo: descolagem e aterragem (voo vertical), transição (passagem de voo vertical para voo horizontal) e linha de voo (voo horizontal).

3.2.1 Fase de voo horizontal

3.2.1.1 Carga alar

No seguimento da metodologia proposta, o primeiro objetivo é obter um valor de referência para o quociente entre o peso da aeronave (W , do inglês *Weight*) e a área alar (S , do inglês *Surface*), designando-se este de carga alar (W/S). Trata-se por isso de um parâmetro importante que será utilizado em diversas etapas do projeto. Para tal, parte-se do peso máximo à descolagem (MTOW, do inglês *Maximum Take-Off Weight*) definido nos requisitos operacionais, de 15 kg. Como esta é uma fase bastante embrionária do projeto, e pouco se sabe acerca das características da aeronave, nomeadamente as características da asa, não é possível definir inicialmente W/S . Devido a esta limitação, serão utilizados dois métodos para obter um valor de referência para W/S : o primeiro é através de informações recolhidas de outras aeronaves não tripuladas; o segundo resulta do cálculo de vários valores de carga alar, tendo em consideração os requisitos operacionais já definidos.

Na Tabela 4 são apresentados os valores de MTOW, área alar e respetivo coeficiente de carga alar para aeronaves abrangendo todas as diferentes configurações VTOL do estudo de mercado, bem como a média do mesmo coeficiente. Nesta tabela apenas se incluíram aeronaves com um $MTOW \leq 30\text{ kg}$ de modo a aproximar à realidade de $MTOW = 15\text{ kg}$ pretendido. Além disso adicionou-se outro exemplar com um $MTOW = 16\text{ kg}$ para complementar a amostra: a aeronave *Drone Major - ALTI* (Drone Major, n.d.); Esta aeronave não foi

mencionada no capítulo 2 uma vez que não possui uma configuração diferente das mencionadas na revisão bibliográfica.

Para o cálculo da carga alar pelo 1º método, a medida da corda da asa das aeronaves do estudo de mercado foi aproximada a 12% da envergadura, dada a falta de informação sobre as mesmas, sendo esta a mesma razão envergadura-corda verificada na aeronave ANTEX-X02 Alfa (comummente conhecida como Alfa) do CIAFA.

Tabela 4 - Características das aeronaves do estudo de mercado

Aeronave	MTOW (kg)	W (N)	S (m²)	Envergadura (m)	Corda (m)	W/S 1º método
NASA GL-10	28,13	275,955	1,206	3,17	0,38	228,844
Malang Yasir Thesis	4,5	44,145	0,27	1,5	0,18	163,5
Delftacopter	4,5	44,145	0,285	1,54	0,18	155,117
Kapetair	6	58,86	1,307	3,3	0,40	45,042
Quantum Trinity	4,5	44,145	0,688	2,394	0,29	64,188
Joby Lotus	24,9	244,269	1,347	3,35	0,40	181,384
Quantum Tron	13,5	132,435	1,47	3,5	0,42	90,092
Drone Major - ALTI	16	156,96	1,08	3,00	0,36	145,333
MÉDIA						134,187

Da tabela acima obtém-se um primeiro valor médio para a carga alar, $W/S = 134,187 \text{ N/m}^2$. No entanto, este resultado foi obtido através de uma média aritmética, sendo relativo ao conjunto de todas as aeronaves do estudo de mercado (juntamente com as duas acrescentadas), sem discriminar o seu MTOW.

Para se obter uma referência de W/S mais rigorosa, partiu-se dos requisitos operacionais de velocidade de perda, alcance e autonomia, e calculou-se os valores de carga alar necessários para cumprir com os respetivos requisitos operacionais, através das seguintes equações:

- Velocidade de perda:

$$\frac{W}{S} \leq 0,5\rho V_s^2 C_{L_{m\acute{a}x}} \quad (3.1)$$

- Alcance:

$$\frac{W}{S} = 0,5\rho V^2 \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} \quad (3.2)$$

- Autonomia:

$$\frac{W}{S} = 0,5\rho V^2 \sqrt{\frac{3C_{D0}}{k}} \quad (3.3)$$

ρ = densidade do ar

V = velocidade

$C_{L_{m\acute{a}x}}$ = coeficiente de sustentação máximo

C_{D0} = coeficiente de resistência parasita

Para o cálculo dos valores de W/S considera-se os seguintes parâmetros: a altitude de cruzeiro de mil pés (1000 ft), equivalente a 304,8 metros ($\rho = 1,19 \text{ kg/m}^3$); uma velocidade de perda de 12 m/s, projetada para 60% da velocidade de voo cruzeiro; $C_{L_{m\acute{a}x}} = 1,3$; $C_{D0} = 0,02$ (Scholz & Niță, 2012) e um valor de k , segundo Raymer (1992) calculado pela seguinte equação:

$$k = \frac{1}{\pi A R e} \quad (3.4)$$

$\pi \simeq 3,1415$

AR = alongamento (do Inglês, Aspect Ratio)

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.5)$$

b = envergadura da asa

e = fator de Oswald

$$e = 1,78(1 - 0,045AR^{0,68}) - 0,64 \quad (3.6)$$

Como o projeto concetual é um trabalho extremamente iterativo, o valor de $C_{L_{máx}} = 1,3$ foi obtido através do estudo de um conjunto de perfis alares a implementar na asa, já identificados. Apesar disso, no encadeamento da metodologia, este estudo é apresentado no ponto 3.3.1.

Nesta fase de projeto há diversas variáveis, como é o caso do alongamento (AR), que ainda não podem ser calculadas, pois ainda não estão definidos os seus parâmetros. São utilizados valores de referência de aeronaves semelhantes, quando necessário. Considerando o valor de $AR = 7,6$ da aeronave Alfa do CIAFA, obtém-se o valor de $e = 0,801$ e consequentemente $k = 0,051$. Tendo em conta os valores anteriores, concluem-se das equações 3.1, 3.2 e 3.3 os valores $W/S \leq 111,314 \text{ N/m}^2$, $W/S = 149,007 \text{ N/m}^2$ e $W/S = 258,087 \text{ N/m}^2$ respetivamente.

Com base nos resultados de W/S obtidos pelos dois métodos, o valor que é tido como referência para a área alar da asa deste projeto conceptual é $W/S = 149,007 \text{ N/m}^2$, pois não só foi obtido pelo parâmetro do alcance – o mais relevante para o CIAFA numa aeronave com estas características, de entre os três calculados no segundo método – , como também é o termo que mais se aproxima da média de W/S calculada no primeiro método. Assim, para um MTOW de 15 kg, e um peso $W = 147,150 \text{ N}$, obtém-se $S = 0,988 \text{ m}^2$, que corresponde à área alar da asa projetada.

3.2.1.2 Power Loading

Existe um parâmetro importante no dimensionamento do sistema propulsivo das aeronaves designado de *power loading* (W/P), sendo este correspondente à razão entre o peso (expressa em Newton) e uma potência (expressa em watts). Encontrado o valor de W/P para uma determinada fase do voo chega-se à potência necessária para cumprir essa mesma fase, que é objetivo último da dimensionalização inicial do sistema propulsivo.

Na fase de voo horizontal é calculado o W/P para a condição de máxima velocidade horizontal e razão de subida, através das seguintes equações (Serrano & Kamal, 2018):

- Máxima velocidade horizontal

$$W/P = \frac{\eta_p}{0,5\rho_0 V_{max}^3 C_{D_0} \frac{1}{W/S} + \frac{2k}{\rho\sigma_{air} V_{max}} (W/S)} \quad (3.7)$$

η_p = eficiência do hélice

ρ_0 = densidade do ar ao nível médio das águas do mar

V_{max} = velocidade máxima horizontal

σ_{air} = fator de densidade do ar relativo

- Máxima razão de subida

$$W/P = \frac{1}{\frac{V_y}{\eta_p} + \frac{1,155}{(L/D)_{max}\eta_p} \sqrt{\frac{2}{\rho_0 \sqrt{\frac{3C_{D_0}}{k}}}} (W/S)} \quad (3.8)$$

$$V_y = V \sin \frac{\theta \pi}{180} \quad (3.9)$$

V_y = velocidade máxima de subida

$(L/D)_{max}$ = valor de eficiência aerodinâmica máxima

θ = ângulo de subida, em graus

Para o cálculo de W/P na condição de máxima velocidade horizontal consideram-se as seguintes variáveis:

- $\eta_p = 0,709$. Com base no fabricante verificou-se que a eficiência era mais baixa para um regime de motor a 100%. Este valor foi obtido tendo através do valor de rendimento fornecido pelo fabricante para o referido regime de motor, com base na força propulsiva e potência do mesmo, e velocidade da aeronave ($V = 20 \text{ m/s}$) (T-motor, 2019b);
- $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$, correspondente ao valor de densidade do ar, ao nível do mar, para a atmosfera padrão ISA;
- $V_{max} = 25 \text{ m/s}$, valor definido pela equipa do CIAFA para orientação do projeto;
- $C_{D_0} = 0,02$ (Scholz & Niță, 2012);
- $W/S = 149,007 \text{ N/m}^2$, correspondente ao valor de carga alar da asa, obtido no ponto 3.2.1.1;
- $k = 0,051$, obtido pela equação (3.4);
- $\rho = 1,210 \text{ kg/m}^3$, correspondente à média entre a densidade do ar ao nível médio das águas do mar, e à altitude de cruzeiro de 304,8 metros;
- $\sigma_{air} = 0,971$, correspondente ao quociente entre a densidade do ar à altitude de cruzeiro e ao nível médio das águas do mar, para uma altitude de 304,8 metros. (Serrano & Kamal, 2018).

Conclui-se, portanto, pela equação (3.7), que o valor de W/P para velocidade máxima horizontal é $W/P = 0,399 \text{ N/W}$.

Para o cálculo de W/P na condição de máxima razão de subida consideram-se as seguintes variáveis:

- $V_y = 1,743 \text{ m/s}$, obtido a partir da equação (3.9), considerando $V = 20 \text{ m/s}$ e um valor desejado de projeto para o ângulo de subida $\theta = 5^\circ$;
- $\eta_p = 0,709$;
- $(L/D)_{max} = 24,701$, obtido a partir do quociente entre C_L e C_D , ambos obtidos a partir das equações (3.15) e (3.31), respetivamente. Também neste ponto, devido ao projeto concetual de uma aeronave ser iterativo, este resultado obteve-se de equações enunciadas nos pontos 3.3.1 e 3.4, de modo a manter a metodologia iniciada;
- $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$, correspondente ao valor de densidade do ar, ao nível do mar, para a atmosfera padrão ISA;
- $C_{D_0} = 0,02$ (Scholz & Niță, 2012);
- $k = 0,051$;
- $W/S = 149,007 \text{ N/m}^2$.

Assim sendo, pela equação (3.8) conclui-se o valor de W/P para a máxima razão de subida, $W/P = 0,2914 \text{ N/W}$.

3.2.2 Fase de voo vertical

O próximo ponto prende-se com a fase do voo vertical. Nesta etapa é fulcral dimensionar os motores para a mesma, pois na fase de voo horizontal concluíram-se valores de *power loading* que podem não corresponder às exigências de um voo do tipo vertical.

Desta forma são calculados os valores de *power loading* para três situações: voo estacionário; voo em subida vertical; e voo no teto de serviço através das seguintes equações (Serrano & Kamal, 2018):

- Voo estacionário:

$$W/P = FoM \sqrt{\frac{2\rho}{W/A}} \quad (3.10)$$

FoM = Eficiência do rotor (do inglês, *Figure of Merit*)

W/A = *Disc Loading (DL)*. Corresponde ao peso por área de disco do hélice

- Voo em subida vertical

$$W/P = \frac{1}{V_y - \frac{k_i V_y}{2} + \frac{k_i}{2} \sqrt{V_y^2 + \frac{2(W/A)}{\rho_0}} + \frac{\rho_0 V_{tip}^3}{W/A} \times \frac{\sigma C_d}{8}} \quad (3.11)$$

$$V_{tip} = \omega \cdot r \quad (3.12)$$

σ = rácio entre área do disco do hélice e área das pás

C_d = coeficiente de resistência de uma pá do rotor

V_{tip} = velocidade na ponta da pá do rotor

Para o cálculo de W/P na condição de voo estacionário consideram-se as seguintes variáveis:

- $FoM = 0,75$ (Saengphet & Thumthae, 2016)
- $\rho = 1,21 \text{ kg/m}^3$;
- $W/A = 224,08 \text{ N/m}^2$, calculado através do quociente entre o peso da aeronave (147,15 N) e a área do disco dos quatro hélices da aeronave ($4 \times 0,164 \text{ m}^2$).

Conclui-se, portanto, pela equação (3.10), que o valor de W/P para voo estacionário é $W/P = 0,055 N/W$.

Para o cálculo de W/P na condição de voo em subida vertical consideram-se as seguintes variáveis:

- $V_y = 5 m/s$ valor projetado e pretendido para a aeronave;
- $k_i = 0,15$ (Serrano & Kamal, 2018);
- $\rho_0 = 1,225 kg/m^3$;
- $W/A = 224,08 N/m^2$;
- $V_{tip} = 143,63 m/s$, resultado da equação (3.12): produto da velocidade angular do hélice (obtida através da conversão do valor de RPM disponibilizado pelo fabricante (T-motor, 2019) com o comprimento de uma das pás, correspondente ao raio do disco do hélice;
- $\sigma = 0,076$, valor resultante do quociente entre a área do disco do hélice e a área das pás;
- $C_d = 0,007$, coeficiente de resistência das pás.

Pela equação (3.11) conclui-se que o valor de W/P para voo em subida vertical é $W/P = 0,164 N/W$.

3.2.3 Fase de transição

Por último, de modo a concluir o dimensionamento inicial nas três fases de voo, calcula-se o valor de *power loading* para a transição entre voo vertical e voo horizontal através da seguinte equação (Serrano & Kamal, 2018):

$$W/P = \frac{1}{\frac{k_i}{\sin \theta_{tilt}} \sqrt{\frac{-V_\infty^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_\infty^2}{2}\right)^2 + \left(\frac{W/A}{2\rho \sin \theta_{tilt}}\right)^2}} + \frac{\rho V_{tip}^3}{W/A} \left(\frac{\sigma C_d}{8} (1 + 4,6\mu^2) \right) + \left(0,5\rho_0 V_\infty^3 C_{d_0} \frac{1}{W/S} + \frac{2k}{\rho_0 V_\infty} W/ \right)} \quad (3.13)$$

θ_{tilt} = ângulo de transição

V_{∞} = velocidade horizontal após a transição

μ = viscosidade dinâmica do fluido

Para o cálculo de W/P na fase de transição consideram-se as seguintes variáveis:

- $k_i = 0,15$ (Serrano & Kamal, 2018);
- $\theta_{tilt} = 1,507 \text{ rad}$, correspondente ao ângulo de transição calculado. Este ângulo é aquele corresponde a uma velocidade horizontal em que a aeronave já possui sustentação suficiente para voar, sem necessidade de força propulsiva vertical;
- $V_{\infty} = 20 \text{ m/s}$, correspondente à velocidade final em voo horizontal, depois da transição;
- $W/A = 224,08 \text{ N/m}^2$;
- $\rho = 1,21 \text{ kg/m}^3$;
- $V_{tip} = 143,63 \text{ m/s}$;
- $\sigma = 0,076$;
- $C_d = 0,007$, coeficiente de resistência das pás;
- $\mu = 1,78 \times 10^{-5}$, obtido a partir da equação de *Sutherland* para uma temperatura de 286,21 K;
- $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$;
- $C_{D_0} = 0,02$ (Scholz & Niță, 2012);
- $W/S = 149,007 \text{ N/m}^2$;
- $k = 0,051$.

Através da equação (3.13) conclui-se que o valor de W/P para a fase de transição é $W/P = 0,031 \text{ N/W}$.

Reunindo num gráfico todos os valores obtidos no dimensionamento inicial, pode analisar-se mais facilmente como varia o *power loading* em função da carga

alar, e assim encontrar o ponto ideal de projeto. Este ponto é o que apresenta menor valor de W/P para o W/S definido. Estes resultados são apresentados na Figura 15.



Figura 15 - Gráfico da variação de W/P em função de W/S .

Assim, conclui-se do dimensionamento inicial para esta aeronave um *power loading* $W/P = 0,031 \text{ N/W}$ e uma carga alar $W/S = 149,007 \text{ N/m}^2$. Consequentemente, do valor de *power loading*, resulta um valor de potência necessária para os motores de 4746,77 W. Chega-se também à conclusão que, de acordo com o W/S escolhido para o projeto, a velocidade de perda da aeronave, pela equação (3.1), é de 13,89 m/s para condições de voo cruzeiro.

3.3 Projeto

3.3.1 Asa

Em linha de voo, e à velocidade de cruzeiro de 20 m/s, o somatório de forças na aeronave é nulo. A aeronave não está a variar a velocidade, e por isso tem

aceleração nula. Nesta condição, a força de sustentação (L , do inglês *Lift*) é igual, em valor absoluto, a W . Do mesmo modo, a força propulsora (T , do inglês *Thrust*) é igual à força de resistência total (D , do inglês *Drag*). Se $L = W$, e:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3.14)$$

vem:

$$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S} \quad (3.15)$$

C_L = *coeficiente de sustentação*

Através da equação (3.15), para uma velocidade de 20 m/s e altitude de 304,8 metros ($\rho = 1,19 \text{ kg/m}^3$), $C_L = 0,626$, em voo cruzeiro.

Visto que a carga alar e o MTOW da aeronave já estão inicialmente projetados, a próxima etapa recai na escolha do perfil alar da asa sustentadora (Corke, 2003). Para que seja implementado o perfil mais adequado, existem condições que são necessárias ter em conta. Assim deve procurar-se um perfil que ofereça melhores condições de alcance e autonomia para o C_L de voo de cruzeiro, isto é, valores elevados de eficiência aerodinâmica (L/D), e do parâmetro ($C_L^{\frac{3}{2}}/C_D$). Por fim é necessário identificar a que número de *Reynolds* se vai operar, de modo a excluir logo de início perfis alares desadequados ao envelope de voo da aeronave.

$$Re = \frac{\rho V \bar{c}}{\mu} \quad (3.16)$$

Re = *número de Reynolds*

μ = *viscosidade dinâmica do fluído*

$\bar{c}$ = *corda média da asa*

Usando como referência o valor de $AR = 7,6$ da aeronave Alfa do CIAFA, para uma asa com $S = 0,988 \text{ m}^2$, obtém-se $b = 2,740 \text{ m}$, e consequentemente $c = 0,360 \text{ m}$. Segundo a equação de *Sutherland*, a viscosidade dinâmica do ar é $\mu = 1,77973 \times 10^{-5} \text{ kg/m} \cdot \text{s}$. Para uma velocidade de 20 m/s , o número de *Reynolds* correspondente é $Re = 4,8 \times 10^5$.

Com base num relatório de projeto de âmbito académico elaborado por Andrade, Gomes, Cerdeira, Mendes & Fraqueiro (2017), e tendo em conta o valor de *Reynolds* previamente determinado identificou-se um conjunto de perfis alares que operam com baixo número de *Reynolds*, sendo eles:

- SD 7034
- CLARK-Y
- EPPLER 793
- GOE 549
- NACA 23015
- NACA 4415
- S 2027
- EPPLER 395
- SD7062

Para aferir as características de cada perfil alar utilizou-se o programa XFLR5. Registaram-se os valores de eficiência e coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, não só para os perfis alares em duas dimensões (2D), como mais importante ainda, para a asa com $b = 2,740 \text{ m}$ e $c = 0,360 \text{ m}$ em três dimensões (3D), cujos resultados podem ser consultados no ANEXO B.

A Tabela 5 resume o estudo efetuado aos perfis alares simulando uma asa em 3D:

Tabela 5 - Principais parâmetros do estudo 3D dos perfis alares.

Perfis	$C_{L_{máx}}$	α_{perda}	C_L/C_D máx	α para C_L/C_D máx	$C_L^{\frac{3}{2}}/C_d$ máx	α para $C_L^{\frac{3}{2}}/C_d$ máx
SD 7034	1,32	11	38,74	2	31,41	5,5
Clark-Y	1,22	10	57,00	1,5	37,87	2
Eppler 793	1,50	11,5	32,55	2	29,01	5,5
GOE 549	1,21	9	33,46	3,5	29,29	7
NACA 23015	0,98	9,5	29,60	3,5	25,96	9
NACA 4415	1,29	10	35,43	2	29,85	5,5
S2027	1,24	11	34,88	4	29,70	7,5
EP 395	1,40	9	33,47	1,5	30,26	6,5
SD 7062	1,45	12	35,63	2,5	29,86	5,5

Uma vez que o valor de C_L determinado anteriormente para voo cruzeiro é $C_L = 0,626$ é também pertinente salientar os valores dos principais parâmetros analisados para a asa em 3D com $C_L = 0,6$.

Tabela 6 - Principais parâmetros do estudo 3D dos perfis alares referentes ao coeficiente de sustentação em voo cruzeiro.

Perfis	α	C_L/C_D	$C_L^{\frac{3}{2}}/C_D$
SD 7034	3,5	37,84	30,17
Clark-Y	3,5	42,32	33,41
Eppler 793	2	32,55	26,08
GOE 549	3	33,44	27,19
Naca 23015	6	28,79	23,37
Naca 4415	3	35,19	28,39
S2027	4,5	34,73	27,97
EP 395	0,5	33,37	26,39
SD 7062	3	35,55	28,29

Dos nove perfis alares analisados, o CLARK-Y é aquele que reúne os melhores parâmetros para o projeto sendo por isso o mais eficiente em autonomia e alcance.

3.3.2 Fuselagem

Terminada a fase de projeto conceptual da asa, segue-se o projeto da fuselagem. De uma maneira geral a fuselagem de uma aeronave tem várias funções, como acomodar a tripulação, passageiros carga, que varia consoante a especificidade da aeronave e da missão a realizar. Além disso também pode armazenar combustível e o trem de aterragem quando este está retraído (Corke, 2003). No caso da aeronave deste projeto, nenhum dos aspetos anteriores se aplica, no entanto há um aspeto importante que é universal a todas as aeronaves. A fuselagem é um ponto estruturalmente fulcral pois acomoda a raiz da asa (Corke, 2003).

Nesta fase será utilizada como referência uma vez mais a aeronave Alfa do CIAFA – visto ser uma aeronave com semelhanças de operação, *payload* e características de voo – agora para obter um valor de referência para o diâmetro (d) da fuselagem. O parâmetro d corresponde ao diâmetro máximo da fuselagem.

Tendo em consideração que a área de secção da fuselagem do Alfa é $0,033 \text{ m}^2$, o diâmetro é $d = 0,206 \text{ m}$. Uma vez obtido este valor, a próxima etapa é definir qual o comprimento da fuselagem (l , do inglês *Length*). A razão entre o diâmetro e o comprimento da fuselagem (d/l) assume um papel importante na resistência aerodinâmica criada pela fuselagem da aeronave. Tendo em consideração o diâmetro e o valor desejado de d/l em função da resistência criada, determina-se o comprimento da fuselagem.

Para definir o valor ideal de d/l para o projeto, parte-se de um valor inicial de referência. O valor que minimiza o coeficiente de resistência em aeronaves em

regime de voo subsónico é $\frac{d}{l} = 0,3$; no entanto este valor não é praticável, pois resulta numa fuselagem demasiado curta, e por isso não é utilizado. Na maioria das aeronaves, devido a requisitos de projeto para transporte de carga, são utilizados rácios d/l mais baixos, entre 0,08 e 0,125 (Corke, 2003).

Numa primeira abordagem, utilizando o valor sugerido pela literatura, para $\frac{d}{l} = 0,3$ e $d = 0,206 \text{ m}$ vem que $l = 0,687 \text{ m}$. Dividindo este comprimento em dez segmentos iguais – uma vez que a área de secção varia ao longo da fuselagem – obtém-se para o valor da resistência total da fuselagem, equação (3.17), através da soma das resistências parciais dos dez segmentos. Para esse cálculo utilizam-se as cinco equações 3.17, 3.18, 3.19, 3.20 e 3.21 no seu conjunto, como uma única equação composta.

$$D_{fuselagem} = \sum_1^{10} D_x \quad (3.17)$$

$$D_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{fus} C_f \mathcal{F} \quad (3.18)$$

$$C_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re_x}} \quad (3.19)$$

$$\mathcal{F} = 1 + \frac{60}{\mathcal{F}^3} + \frac{\mathcal{F}}{400} \quad (3.20)$$

$$\mathcal{F} = \frac{1}{\frac{d}{l}} \quad (3.21)$$

S_{fus} = área de fuselagem a considerar

C_f = coeficiente de resistência viscosa

$\mathcal{F}$ = factor de forma

Ao variar d/l (previamente definido em $\frac{d}{l} = 0,3$) obtêm-se diferentes resultados para D . Considera-se assim uma variação de d/l , $0 < d/l < 1$, de modo a obter um maior número de resultados e abranger todos os valores de referência sugeridos pela literatura. No entanto, para simplificar o cálculo dos valores de resistência correspondentes, o intervalo contínuo de $u_n =]0; 1[$ foi dividido num intervalo discreto $u_n = \left\{ \frac{1}{20} + \frac{n}{20} : n \in \mathbb{N}_0 \wedge n \in [0; 18] \right\}$. No gráfico da Figura 16 encontram-se os valores d/l e respetivos valores de D .

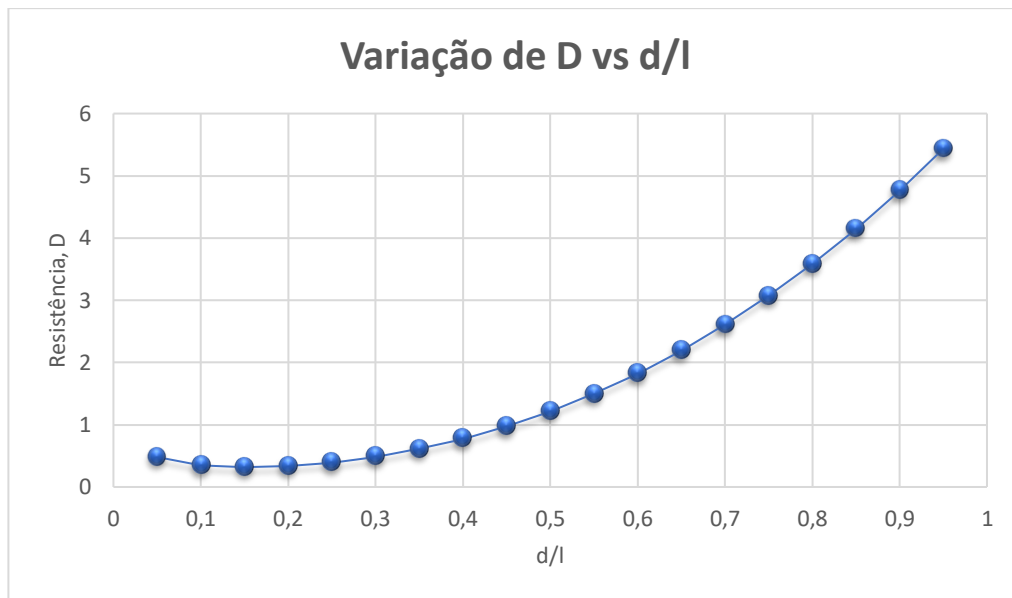


Figura 16 - Gráfico da variação de D vs. d/l .

Pela gráfico da Figura 16 conclui-se que o valor de d/l mais eficiente (em termos de eficiência aerodinâmica) é $d/l = 0,15$, tendo em conta o diâmetro equivalente previamente estabelecido, pois foi com base no mesmo que se fizeram os anteriores cálculos. Assim sendo, o comprimento total da fuselagem a projetar, para um diâmetro equivalente $d = 0,206 \text{ m}$ e $d/l = 0,15$, é $l = 1,374 \text{ m}$.

3.3.3 Estabilizadores horizontal e vertical

Neste ponto do projeto conceptual, a incidência será sobre a cauda da aeronave, mais especificamente sobre as empenagens horizontal e vertical. Estas são superfícies que se localizam na parte traseira, podendo existir ainda superfícies colocadas na parte frontal da fuselagem, designando-se por *canards* (Corke, 2003). No entanto, a aeronave deste projeto não terá *canards*, pois estes produziriam uma esteira da asa principal, comprometendo a sua eficiência (Gundlach, 2012).

Existem diversas configurações para os estabilizadores horizontal e vertical: cauda convencional, cauda em “T”, cauda em “H”, cauda em “V”, cauda em “V” invertida, cauda em “Y”, entre outras. De entre as configurações possíveis, aquela que foi escolhida para este projeto é a cauda convencional, uma vez que este tipo de cauda é de simples de construção e peso inferior em relação a outras, e existe maior familiarização do CIAFA em termos operacionais. Se a cauda tiver demasiado peso, poderá suscitar problemas de centragem. Em certos casos isso implicaria uma reposição da asa, de modo a que o centro de gravidade (CG) se posicionasse à frente do ponto neutro da aeronave de modo a que a aeronave seja estável longitudinalmente (Corke, 2003).

Uma grande variedade de aeronaves utiliza este tipo de cauda, cujo estabilizador horizontal se encontra na linha central da fuselagem, ou perto desta (Corke, 2003). No caso da aeronave deste projeto também a empenagem horizontal é colocada na referida posição, bem como a empenagem vertical é colocada perpendicularmente à horizontal.

Nesta fase do projeto, o dimensionamento das superfícies da cauda é conseguido com base em tendências históricas e outras aeronaves (Corke, 2003). Os valores de referência para o alongamento dos estabilizadores horizontal e vertical são os mesmos do Alfa do CIAFA: $AR_{HT} = 4,892$ e $AR_{VT} = 1,875$, respetivamente.

Para definir a escala das empenagens horizontal e vertical são utilizados dois coeficientes: c_{HT} e c_{VT} , respetivamente. Através de décadas de evolução tecnológica no setor aeronáutico conseguiu-se obter coeficientes que correlacionam certos componentes das aeronaves, como por exemplo, correlacionar as dimensões da asa com as superfícies da cauda. Para o estabilizador horizontal e vertical os coeficientes retirados da literatura são: $c_{HT} = 0,5$ e $c_{VT} = 0,04$, respetivamente (Corke, 2003).

Para se determinar a área das superfícies supracitadas são utilizadas as seguintes expressões:

$$S_{HT} = c_{HT} \frac{\bar{c}S}{\ell_{HT}} \quad (3.22)$$

$$S_{VT} = c_{VT} \frac{bS}{\ell_{VT}} \quad (3.23)$$

$\ell_{HT} = \text{distância entre } \frac{1}{4} \text{ da cordas médias aerodinâmicas}$

da asa e do estabilizador horizontal

$\ell_{VT} = \text{distância entre } \frac{1}{4} \text{ da cordas médias aerodinâmicas}$

da asa e do estabilizador vertical

Numa primeira abordagem considera-se que o bordo de fuga da asa está localizado a meio da fuselagem, e que $\frac{1}{4}$ da corda do estabilizador horizontal coincide com a seção traseira da fuselagem. Desta forma, $\ell_{HT} = \frac{1}{2} \text{ comprimento da fuselagem} + \frac{3}{4} \text{ corda média da asa}$, de onde resulta, $\ell_{HT} = 0,957 \text{ m}$. Combinando este parâmetro com os valores obtidos no ponto 3.3.1 para a corda média e área da asa, concretamente $\bar{c} = 0,360 \text{ m}$ e $S = 0,988 \text{ m}^2$, obtém-se um valor para a área do estabilizador horizontal, $S_{HT} = 0,140 \text{ m}^2$.

Considera-se também que os estabilizadores horizontal e vertical estão alinhados, e por isso $\ell_{HT} = \ell_{VT}$. Para um valor de envergadura da asa $b = 2,740 \text{ m}$ calculado em 3.3.1 obtém-se $S_{VT} = 0,109 \text{ m}^2$.

Neste instante estão definidas as áreas de cada uma das superfícies da cauda. No entanto, nesta fase do projeto, é também altura para fixar outras características importantes, como a envergadura, a corda, o afilamento (λ) – e consequentemente as cordas na raiz e ponta da asa e estabilizadores –, a flecha e o número de *Reynolds*.

A envergadura é obtida pela seguinte expressão:

$$b = \sqrt{AR \cdot S} \quad (3.24)$$

Do enunciado anterior conclui-se que a envergadura do estabilizador horizontal é $b_{HT} = 0,827 \text{ m}$ e a envergadura do estabilizador vertical é $b_{VT} = 0,567 \text{ m}$.

A corda é obtida pela seguinte expressão:

$$c_{raiz} = \frac{2S}{b(1 + \lambda)} \quad (3.25)$$

Da expressão anterior resulta $c_{raiz} = 0,169 \text{ m}$, como valor da corda do estabilizador horizontal, pois a corda é igual desde a raiz até à ponta da asa – por uma questão de simplicidade de design – ou seja, o afilamento é neutro $\lambda = 1$, $c_{raiz} = \bar{c} = c_{ponta}$.

O estabilizador vertical, por uma questão de *design* de projeto, terá afilamento $\lambda = 0,5$.

$$\bar{c} = \frac{2c_{raiz}}{3} \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)} \quad (3.26)$$

$$c_{ponta} = \lambda c_{raiz} \quad (3.27)$$

c_{raiz} = corda na raiz da asa

c_{ponta} = corda na ponta da asa

Também por questões de projeto, pretende-se que as cordas médias dos estabilizadores sejam iguais, pois assim o número de Reynolds será igual e o estabilizador horizontal e vertical operam nas mesmas condições. Isso também simplifica que ambos tenham o mesmo perfil alar, que será escolhido mais adiante. Para que tenham as mesmas cordas médias, torna-se pertinente encontrar uma equação para a corda na raiz do estabilizador vertical que seja função da corda média, uma vez que a corda média é a corda do estabilizador horizontal, previamente calculada. Assim, resolvendo a equação (3.26) em ordem a c_{raiz} , obtemos uma expressão para a corda na raiz que é função da corda média e obedece à condição imposta.

$$c_{raiz} = \frac{3\bar{c}}{2} \frac{(1 + \lambda)}{(1 + \lambda + \lambda^2)} \quad (3.28)$$

Desta forma, considerando $\bar{c} = 0,169 \text{ m}$, obtém-se $c_{raiz} = 0,217 \text{ m}$ e $c_{ponta} = 0,109 \text{ m}$ para o estabilizador vertical.

Ambas as superfícies têm o mesmo número de *Reynolds* calculado pela equação (3.16), para além de que nenhuma delas tem flecha, tendo em conta o número de *Mach* não existe nenhuma vantagem em introduzir flecha, piorando inclusive o escoamento (Corke, 2003). Assim a sua linha a 25% da corda é perpendicular à raiz.

Tendo definidas as principais características dos estabilizadores da cauda na aeronave, falta escolher o perfil alar mais adequado a aplicar nas mesmas. Contudo, a escolha deve ser criteriosa, pois existem condições cuja garantia é imperativa.

O estabilizador horizontal deve ter um ângulo de ataque crítico superior ao da asa, para desta forma garantir que entra em perda depois da mesma. Caso contrário, após o ângulo de ataque crítico, a aeronave poderia entrar no fenômeno de perda agravada, cuja recuperação é mais difícil do que a de uma perda de nariz em baixo, comprometendo a segurança aeronáutica.

Outra condição relaciona-se com a forma do perfil alar, que deve ser simétrico. Estas superfícies são consideradas asas, porém, com um perfil alar simétrico não produzem sustentação para um ângulo de ataque nulo ($\alpha = 0^\circ$), contrariamente a perfis assimétricos, como é o caso do CLARK-Y, escolhido para a asa principal da aeronave. Perfis com esta característica são tipicamente usados devido à necessidade do estabilizador horizontal gerar forças positivas e negativas (Corke, 2003).

A resistência da aeronave é o conjunto formado pela resistência induzida e parasita, conforme a seguinte equação:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_I} \quad (3.29)$$

em que C_{D_I} corresponde ao coeficiente resistência induzida e C_{D_0} ao coeficiente de resistência parasita.

Dado o enunciado anterior, se é conveniente que os estabilizadores da cauda tenham perfis alares simétricos de modo a gerarem forças negativas e positivas quando necessário, uma terceira condição que se impõe é que os mesmos minimizem a resistência, com o valor de C_{D_0} mais baixo possível (Corke, 2003).

O perfil alar escolhido para os estabilizadores horizontal e vertical é o NACA 0010, por obedecer aos critérios acima descritos.

3.3.4 Trem

A aeronave deste projeto, dada a sua natureza de VTOL, possui características diferentes de outras CTOL, destacando-se o facto de não necessitar de uma pista para descolar e aterrar e por isso não necessitar de rodas, podendo eventualmente utilizar apoios; por sua vez, também o trem de aterragem não necessita de ser estruturalmente resistente aos esforços que um trem convencional suporta, especialmente aquando da aterragem, pois a aterragem de uma aeronave VTOL dá-se a uma velocidade bastante inferior. Acrescido a isto está o facto de a aeronave deste projeto não transportar *payload* na parte inferior, logo não necessitar que a fuselagem esteja afastada do solo para proteção da carga. Por estas razões projetou-se conceptualmente esta aeronave desprovida de trem de aterragem.

3.4 Resistência e verificação do motor

Neste subcapítulo estuda-se a resistência total da aeronave para o voo horizontal e inicia-se o projeto da propulsão para a mesma fase de voo. Este é um ponto importante do projeto, pois uma vez calculados os valores de resistência dos vários componentes, é necessário verificar se os motores conseguem gerar propulsão suficiente para superar a resistência total (Corke, 2003).

A resistência da fuselagem já foi anteriormente calculada no ponto 3.3.2, sendo $D_{fuselagem} = 0,318 \text{ N}$.

Para o cálculo da resistência provocada pelas superfícies sustentadoras – asa e estabilizadores, horizontal e vertical – são utilizadas, segundo Corke (2003), as seguintes equações:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3.30)$$

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (3.31)$$

$$C_{D_0} = C_f \mathcal{F} Q \frac{S_{wet}}{S} \quad (3.32)$$

$$\mathcal{F} = \left[1 + \frac{0,6}{(x/c)_m} \left[\frac{t}{c} \right] + 100 \left[\frac{t}{c} \right]^4 \right] \left[1,34 M^{0,18} (\cos(\Lambda_{t/c_{max}}))^{0,28} \right] \quad (3.33)$$

$$M = \frac{V}{\sqrt{\gamma R T}} \quad (3.34)$$

$Q = \text{factor de interferência}$

$S_{wet} = \text{área molhada da asa}$

$(x/c)_m$

$= \text{ponto de maior rácio entre espessura da corda, na secção de perfil}$

$\frac{t}{c} = \text{rácio entre a máxima espessura e a corda do perfil}$

$\Lambda_{t/c_{max}} = \text{ângulo de flecha da asa na linha de maior } \frac{t}{c}$

$M = \text{número de Mach}$

$\gamma = \text{razão entre calores específicos do ar}$

$R = \text{constante do ar}$

$T = \text{temperatura}$

No caso da asa são consideradas as seguintes variáveis:

- $t = 286,022 \text{ K}$, obtido a partir da temperatura ao nível do mar para a atmosfera padrão internacional (ISA, do inglês *International Standard Atmosphere*), para a altitude de 1000 pés, equivalente a 304,8 metros.
 $t = 288 - 0,00649 \times 304,8$, onde 0,00649 corresponde à diminuição da temperatura por cada metro de altitude;

- $M = 0,059$, obtido a partir da equação (3.34) com base em $\gamma = 1,4$ e $R = 287,053 \text{ J/Kg} \cdot \text{K}$, para o valor de velocidade $V = 20 \text{ m/s}$;
- $(x/c)_m = 0,102$, obtido a partir do software XFLR5 aquando da análise do perfil alar CLARK-Y;
- $\Lambda_{t/c_{max}} = 1$, pois a asa da aeronave deste projeto não tem flecha;
- $\frac{t}{c} = 0,117$, obtido a partir do software XFLR5 aquando da análise do perfil alar CLARK-Y;
- $\mathcal{F} = 1,375$, obtido a partir da equação (3.33);
- $S_{wet} = 2,013 \text{ m}^2$, obtido segundo Corke (2003), para $S = 0,988 \text{ m}^2$, a partir da equação $S_{wet} \simeq S[1,977 + 0,52(t/c)_{max}]$;
- $Q = 1$, (Corke, 2003);
- $C_f = 0,002$, obtido a partir da equação (3.19), para $Re = 4,817 \times 10^5$;
- $C_{D_0} = 0,005$, obtido a partir da equação (3.32), para $S = 0,988 \text{ m}^2$;
- $C_L = 0,626$, obtido a partir da equação (3.15);
- $k = 0,051$, obtido a partir da equação (3.4);
- $C_D = 0,025$, obtido a partir da equação (3.31);

Com isto, conclui-se pela equação (3.30) que a resistência total da asa tem valor $D = 5,957 \text{ N}$, com base em $\rho = 1,189 \text{ kg/m}^3$, $S = 0,988 \text{ m}^2$, $V = 20 \text{ m/s}$ e $C_D = 0,025$.

No caso do estabilizador horizontal são consideradas as seguintes variáveis:

- $t = 286,022 \text{ K}$;
- $M = 0,059$, obtido a partir da equação (3.34) para o valor de velocidade $V = 20 \text{ m/s}$;
- $(x/c)_m = 0,051$, obtido a partir do software XFLR5 aquando da análise do perfil alar NACA 0010;
- $\Lambda_{t/c_{max}} = 1$, pois o estabilizador horizontal da aeronave deste projeto não tem flecha;

- $\frac{t}{c} = 0,099$, obtido a partir do software XFLR5 aquando da análise do perfil alar NACA 0010;
- $\mathcal{F} = 1,747$, obtido a partir da equação (3.33);
- $S_{wet} = 0,283 \text{ m}^2$, obtido segundo Corke (2003), para $S = 0,140 \text{ m}^2$, a partir da equação $S_{wet} \simeq S[1,977 + 0,52(t/c)_{max}]$;
- $Q = 1$, (Corke, 2003);
- $C_f = 0,003$, obtido a partir da equação (3.19), para $Re = 225845,356$;
- $C_{D_0} = 0,010$, obtido a partir da equação (3.32), para $S = 0,140 \text{ m}^2$;
- $C_L = 0$, pois trata-se de um perfil simétrico;
- $k = 0,051$, obtido a partir da equação (3.4);
- $C_D = 0,010$, obtido a partir da equação (3.31);

Deste modo, conclui-se pela equação (3.30) que a resistência total do estabilizador horizontal tem valor $D = 0,329 \text{ N}$, com base em $\rho = 1,189 \text{ kg/m}^3$, $S = 0,140 \text{ m}^2$, $V = 20 \text{ m/s}$ e $C_D = 0,010$.

No caso do estabilizador vertical, as variáveis são as mesmas do estabilizador horizontal, à exceção da área alar, cujo valor é $S = 0,109 \text{ m}^2$ e, consequentemente $D = 0,257 \text{ N}$.

Assim, a resistência total é dada por: $D_{TOTAL} = D_{asa} + D_{fuselagem} + D_{est.horizontal} + D_{est.vertical} \Leftrightarrow D_{TOTAL} = 5,957 + 0,318 + 0,329 + 0,257 = 6,861 \text{ N}$

Desta primeira análise verifica-se que os motores necessitam de gerar, no mínimo, $6,861 \text{ N}$ de força, pois caso contrário a aeronave não consegue executar linha de voo a velocidade constante.

3.5 Estabilidade estática

Para efeitos de estabilidade estática deste projeto, foi calculada a posição do ponto neutro (X_{PN}) utilizando as seguintes equações, de acordo com Raymer (1989):

$$\frac{dC_L}{d\alpha} \frac{(X_{PN} - X_{AC_w})}{\bar{c}} + \frac{dC_{L_{est}}}{d\alpha} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_{est}}{S} \left(\frac{X_{PN} - X_{AC_{est}}}{\bar{c}_{est}}\right) = 0 \quad (3.35)$$

$$\frac{dC_L}{d\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + (AR\beta)^2 \left(1 + \frac{(\tan \Lambda_{t/c})^2}{\beta^2}\right)}} \quad (3.36)$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} \quad (3.37)$$

Consideraram-se as seguintes variáveis para o cálculo de X_{PN} , cujo valor é $X_{PN} = 0,732 \text{ m}$.

- $\frac{dC_L}{d\alpha} = 4,850$, pela equação (3.36), considerando:
 - $AR = 7,600$, valor utilizado no projeto como referência do Alfa para a razão de aspeto da asa;
 - $\beta = 0,998$, pela equação (3.37) para um valor de *Mach* $M = 0,059$;
 - $\Lambda_{t/c} = 0$, pois a aeronave não possui flecha, logo, na sua linha de maior espessura o valor é nulo;
- $X_{AC_w} = 0,597 \text{ m}$, correspondente a 25% da corda (Raymer, 1989) da asa, considerando, por questões de projeto, que a linha de corda média da asa se encontra a 50% do comprimento da fuselagem;
- $\bar{c} = 0,360 \text{ m}$, valor da corda da asa;
- $\frac{dC_{L_{est}}}{d\alpha} = 4,224$, pela equação (3.36), considerando:

- $AR = 4,892$, valor utilizado no projeto como referência do Alfa, para a razão de aspecto do estabilizador horizontal;
- $\beta = 0,998$;
- $\Lambda_{t/c} = 0$;
- $\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0$, uma vez que se despreza o *downwash* provocado no estabilizador horizontal pela asa;
- $\frac{S_{est.}}{S} = 0,141$, correspondente ao rácio entre a área alar do estabilizador horizontal e a asa;
- $X_{AC_{est}} = 1,247 \text{ m}$, correspondente a 25% da corda (Raymer, 1989) do estabilizador horizontal, considerando, por questões de projeto, que o seu bordo de fuga coincide com o extremo traseiro da fuselagem da aeronave;
- $\bar{c}_{est} = 0,169 \text{ m}$, valor da corda do estabilizador.

Neste sentido, como se pretende que a margem estática da aeronave esteja compreendida entre 5% e 10% (Raymer, 1989), é possível determinar um intervalo de localização do CG que obedeça a este critério, através da seguinte expressão:

$$SM = \frac{X_{PN} - X_{CG}}{\bar{c}} \quad (3.38)$$

$SM = \text{Margem estática (do inglês, Static Margin)}$

Pela equação (3.38), considerando $X_{PN} = 0,732 \text{ m}$:

- $SM = 0,05 \Rightarrow X_{CG} = 0,714 \text{ m}$.
- $SM = 0,1 \Rightarrow X_{CG} = 0,696 \text{ m}$.

Assim conclui-se que o centro de gravidade da aeronave de projeto deve estar compreendido entre $0,696 \text{ m} \leq CG \leq 0,714 \text{ m}$, para uma margem estática entre 5% e 10%.

Capítulo 4. Prova de Conceito

Neste capítulo abordam-se as várias etapas de estudo, planeamento e construção de uma prova de conceito relativa ao projeto conceptual, até agora elaborado. Neste capítulo, aplica-se o conceito VTOL a um aeromodelo de pequena dimensão, disponível no CIAFA. Note-se, no entanto, que os procedimentos e parâmetros configurados no piloto automático são “independentes” da dimensão da aeronave, e, como tal, imediatamente aplicáveis à aeronave projetada no capítulo anterior.

4.1 O conceito

Após o projeto conceptual teórico da aeronave de asa fixa com descolagem vertical desta dissertação, sugere-se uma implementação do conceito na prática, através de uma prova de conceito (PoC, do inglês *Proof of Concept*). Uma prova de conceito é um modelo prático realizado com o objetivo de provar que um determinado conceito teórico, resultante de uma pesquisa ou trabalho de investigação, é possível de concretizar (Chitea, 2019).

Idealmente a PoC para este trabalho seria um modelo com todas as características identificadas no capítulo anterior, no entanto, tal não foi possível devido a esta ser uma dissertação com prazo de término limitado, e reproduzir os resultados encontrados no projeto conceptual levaria mais tempo. Assim, a solução adotada foi a instalação da capacidade VTOL escolhida numa aeronave de peso e tamanho inferiores, já existente no CIAFA. Também o sistema de piloto automático utilizado neste trabalho estava já disponível no laboratório para este efeito. As secções seguintes apresentam as configurações de software e hardware que foi necessário implementar para realizar a demonstração da PoC.

4.2 Configuração de software

Para operar um UAV é necessário um conjunto de configurações de *software* e *hardware*, não só para controlar a aeronave em voo, como também para recolha de dados. Foi por isso necessário configurar uma estação de controlo terrestre (GCS, do inglês *Ground Control Station*) e um piloto automático (AP, do inglês *Auto Pilot*) para voo autónomo, tendo em conta o conceito de descolagem e aterragem vertical, e voo horizontal.

4.2.1 Estação de controlo terrestre

Uma GCS é uma aplicação de *software* de computador instalada num equipamento em terra e que comunica com a aeronave por telemetria. Permite a recolha de dados de desempenho e posição da aeronave em tempo real, servindo como um *cockpit* virtual, exibindo muitos dos instrumentos de voo existentes numa aeronave tripulada. Através da GCS é também possível controlar o voo da aeronave e carregar novas missões e parâmetros de operação.

Tendo em conta o piloto automático usado nesta PoC, é possível utilizar mais de dez GCS diferentes: *Mission Planner*, *APM Planner 2*, *MAVProxy*, *QGroundControl*, *DroidPlanner 3*, *MAVPilot*, *AndroPilot*, entre outras. A escolha da GCS mais adequada recai, normalmente, em duas principais características antagónicas. A primeira é a facilidade de uso, vantajosa quando se pretende um sistema *Ready-to-fly*, ou seja, com elevada portabilidade, e que pode ser controlado por periféricos como um *tablet* ou *smartphone*. Neste caso as GCS mais adequadas são, por exemplo, *DroidPlanner3*, *AndroPilot* de entre as que podem ser executadas num sistema operativo como o *Android*. Por outro lado, se o utilizador pretender um software mais avançado, onde lhe seja possível configurar mais parâmetros relativos ao voo do aeromodelo, os mais pertinentes são o *Mission Planner*, *APM Planner 2*, de entre outros que oferecem maior liberdade configurativa ao utilizador.

Para operar a aeronave da prova de conceito desta dissertação optou-se pelo software *Mission Planner* (Figura 17), por ser largamente utilizado por outros utilizadores, e assim ser mais fácil obter informação sobre o seu funcionamento. Outro fator importante prendeu-se com o facto de este ser um GCS de grande versatilidade e possibilidade de configuração, pertinente para uma aeronave híbrida com descolagem e aterragem verticais, que difere das tradicionais de asa fixa.



Figura 17 - Mission Planner (ArduPilot Dev Team, 2019).

Segundo ArduPilot Dev Team, (2019) o *Mission Planner* é um software de código aberto (tradução do termo inglês *open source*), o que significa que pode ser utilizado, distribuído e modificado gratuitamente por qualquer utilizador e para qualquer finalidade. Através dele é possível executar diversas ações, tais como:

- Carregar um *firmware* para o piloto automático para controlar a aeronave (no ANEXO C, ponto C.1 é abordado mais em pormenor o carregamento do *firmware*);
- Planear missões com pontos no terreno através do *Google Maps* ou outro mapa;
- Descarregar e analisar dados de missões criadas pelo piloto automático;

Com um *hardware* de telemetria apropriado ainda é possível:

- Monitorizar o estado da aeronave durante a operação;
- Operar a aeronave na vista de primeira pessoa (tradução do termo inglês *first person view*).

4.2.2 Piloto Automático

Nesta dissertação foi utilizado o piloto automático *Pixhawk*, uma vez que este se encontrava disponível nos laboratórios do CIAFA, possibilitando a configuração de modos de voo com descolagem vertical, e voo em modo de asa fixa.

A esta disposição em específico é também dado o nome de *quadplane*, em que *quad* se refere à capacidade de descolagem e aterragem verticais, na sua generalidade (possível de caracterizar igualmente um multirotor com a mesma característica), enquanto que *plane* é referente a uma aeronave de asa fixa.

Existem atualmente outras opções no mercado que permitem operam uma aeronave *quadplane*, como por exemplo o piloto automático *Veronte* (Embention, n.d.).



Figura 18 - Piloto automático "Pixhawk".

Para que o piloto automático opere corretamente todos os parâmetros e comandos de voo, necessita de estar devidamente configurado e programado. Todos os detalhes da programação do *Pixhawk* estão disponíveis no ANEXO C. Instalou-se o *firmware* correspondente à aeronave em questão, e ajustaram-se os devidos parâmetros para um voo de asa com VTOL.

Estes parâmetros incluem especificações de configuração, ganhos nos controladores e velocidades horizontais mínimas na transição.

Outro aspecto importante, para além das configurações acima, foi definir concretamente os modos de voo (tradução do inglês, *flight modes*), para decolar, voar horizontalmente em modo asa fixa e aterrar.

4.3 Construção da prova de conceito

4.3.1 Identificação do aeromodelo

A configuração VTOL escolhida na secção 3.1 é composta por quatro motores dispostos de maneira que no seu conjunto formem um *quadcopter*, como sugere a Figura 19.

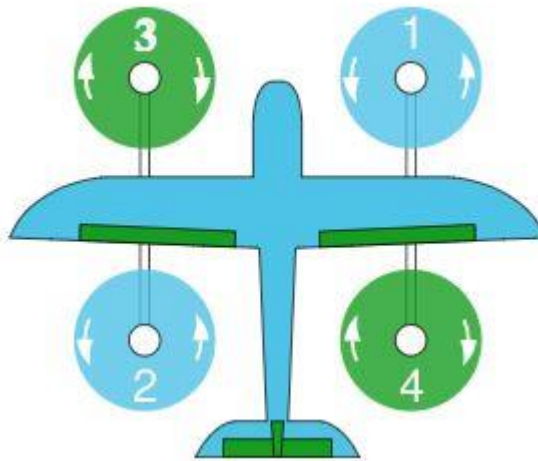


Figura 19 – Esquema do quadplane VTOL (vista de cima) (ArduPilot Dev Team, 2019).

A escolha da configuração VTOL para o projeto conceptual apresentado no capítulo anterior pressupõe que na fase de voo vertical todos os motores estão a gerar força propulsora, fazendo a aeronave subir. Na fase de transição os motores um e três rodam noventa graus para a frente, ficando o disco dos seus hélices paralelos ao bordo de ataque da asa principal, e perpendicular ao eixo longitudinal da aeronave, enquanto que os motores dois e quatro são desativados. Em linha de voo a força propulsora necessária é assegurada apenas pelos motores um e três.

A aeronave utilizada para a prova de conceito é do tipo *skywalker* feito de poliestireno expandido (comummente conhecido como esferovite), ilustrado na Figura 20.



Figura 20 - Aeronave do tipo "Skywalker" em poliestireno expandido.

Apesar da configuração VTOL previamente escolhida, e dadas as limitações de calendário e da aeronave da Figura 20 disponível para a PoC, optou-se por aproveitar o motor que a mesma já possuía (utilizado como único motor para CTOL e voo de asa fixa) e utilizar os quatro motores do *quadplane* apenas para descolar e aterrar. Assim, o motor que o aeromodelo contém é numerado com o nº 5 e tem como função assegurar a propulsão horizontal em voo de asa fixa.

4.3.2 Adaptação VTOL

O aeromodelo utilizado nesta PoC (Figura 20) é de asa alta, semelhante ao projetado na parte conceptual, mas diferindo com a cauda em "T". Estava adaptado para voar convencionalmente como um avião de asa fixa, descolando e aterrando de uma pista devidamente preparada para o efeito, não tendo por isso capacidade de decolagem e aterragens verticais. Assim, foi modificado, instalando-lhe a faculdade VTOL. Para isso construíram-se dois suportes a instalar debaixo da asa,

de cada um dos lados da fuselagem, com os motores acoplados em cada uma das pontas.

Os quatro motores que formam o *quadplane* foram reutilizados de um outro trabalho de dissertação de mestrado já realizado na AFA. Nesse trabalho foi construído um *quadcopter H-quad* de baixo custo (Guedes, 2014), do qual se extraíram os motores para serem implementados neste projeto. Note-se, no entanto, que nesta dissertação, através da utilização de uma aeronave de asa fixa com capacidade VTOL, se procura evoluir o conceito anteriormente estudado num *quadcopter H-quad*, introduzindo um grau de liberdade adicional ao sistema para voo em modo de asa fixa.

Este aeromodelo tem um massa total de 1,872 quilogramas, distribuído de acordo com a Tabela 7.

Tabela 7 - Peso dos componentes da aeronave da PoC.

<i>Componente</i>	<i>Massa [kg]</i>
<i>Motor + hélice (x4)</i>	0,056 (0,224)
<i>Asa com apoios motor e cabos de ligação</i>	0,650
<i>Tampa fuselagem</i>	0,011
<i>Fuselagem (sem asa nem tampa)</i>	0,466
<i>Bateria, piloto automático, antena de telemetria, Power Module e recetor RC</i>	0,521
<i>TOTAL</i>	1,872

A uma massa de 1,872 quilogramas corresponde um peso de 18,364 N. Além disto, cada um dos motores extraídos do projeto *H-quad* tem uma força máxima propulsiva de 8,064 N (Guedes, 2014), pelo que o *quadplane* possui uma força máxima total quatro vezes superior esse valor, ou seja, 32,256 N.

Os resultados acima mencionados, permitiram concluir que os conjuntos motor e hélice utilizados eram suficientes para aplicar a esta PoC, tendo em consideração o peso máximo do aeromodelo.

No processo de modificação/adaptação da aeronave, os motores foram instalados em suportes de dobradiça que permitem uma rotação de 90° (Figura 21) construídos para o efeito, assentes em tubos de carbono (Figura 22). Note-se que apesar da PoC implementada nesta dissertação considerar apenas o caso em que os motores adicionados se mantêm fixos, os suportes manufaturados já incluem a possibilidade de testar a transição para voo horizontal recorrendo à rotação dos motores junto ao bordo de ataque das asas, tal como previsto no projeto conceptual.



Figura 21 - Apoio com dobradiça de um dos motores frontais.



Figura 22 - Apoio em carbono para dois motores com suportes de dobradiça.

Nestes tubos de carbono fixaram-se duas tiras retangulares planas, também em carbono, para bloquear a sua rotação quando estiverem instalados no intradorso da asa do aeromodelo. Os suportes com os motores *quad* foram presos com elásticos, e a zona do bordo de fuga da asa junto aos mesmos foi reforçada, para evitar danos estruturais durante os testes e ensaios em voo.

4.3.3 Sistema elétrico

Para alimentar todo o sistema elétrico do aeromodelo implementou-se a arquitetura esquematizada pela Figura 23.

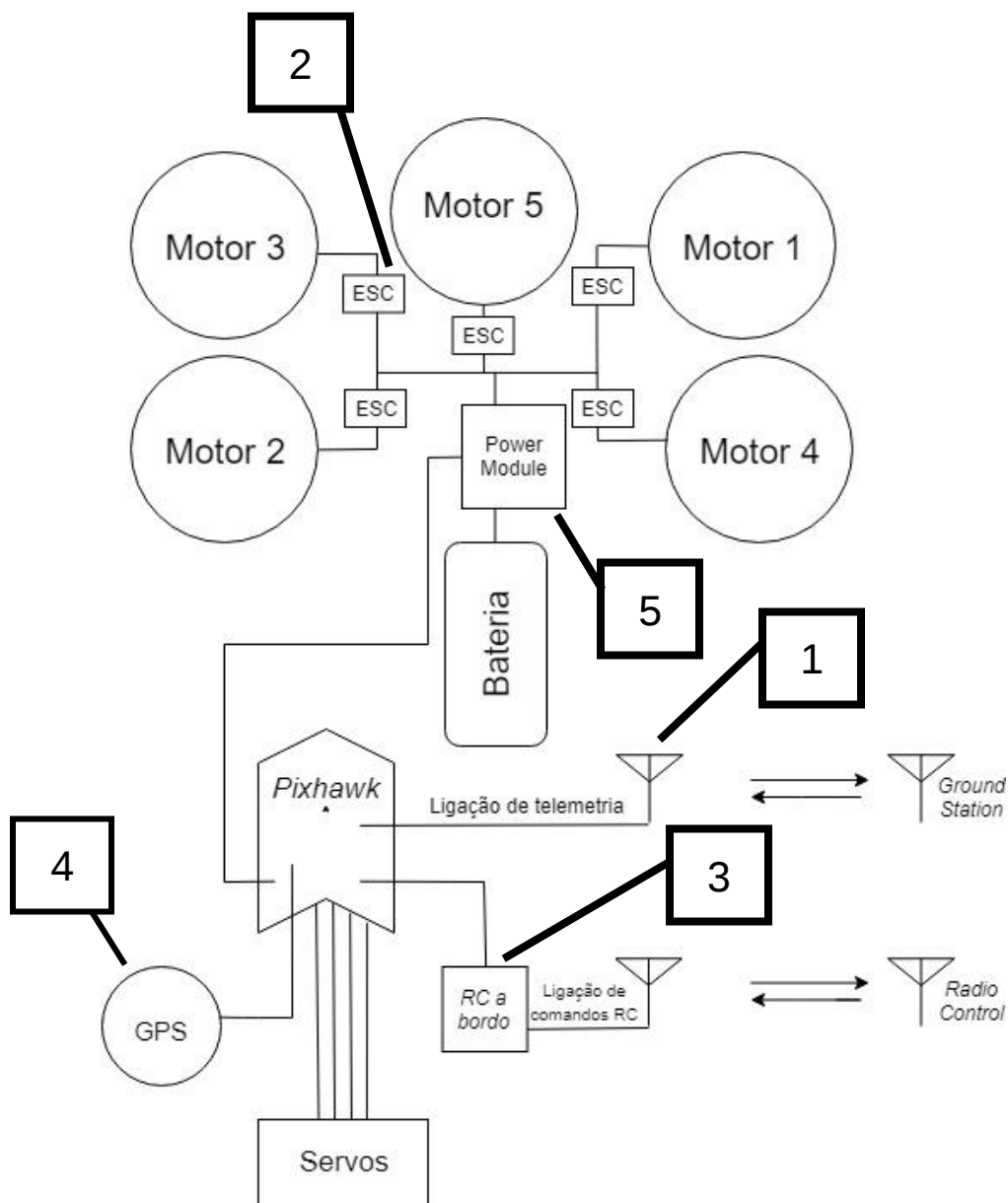


Figura 23 – Diagrama de blocos do aeromodelo da prova de conceito.

A fonte principal de energia é uma bateria de três células de 5200 mAh (Figura 24).



Figura 24 - Bateria de 5200 mAh.

Ligado diretamente à bateria colocou-se um *Power Module* (componente nº 5 da Figura 23) para monitorizar e adaptar a alimentação da bateria ao piloto automático. A este conectaram-se os quatro controladores eletrónicos de velocidade (ESC, do inglês *Electronic Speed Controler*) (componente nº 2 da Figura 23), que por sua vez estão ligados aos respetivos motores.

A comunicação com a aeronave é realizada por dois meios independentes: o controlo manual através de um rádio RC, e um controlo automático através da GCS. A alimentação elétrica do recetor RC a bordo (componente nº 3 da Figura 23), da antena de telemetria (componente nº 1 da Figura 23) e do recetor GPS (componente nº 4 da Figura 23) é assegurada pelo *Pixhawk* diretamente através das suas ligações.

4.3.4 Controlo de força propulsora e superfícies

Para se conseguir manobrar e operar o aeromodelo VTOL, o mais elementar e fundamental a conseguir-se é controlar as suas superfícies de voo e a força propulsora que os motores geram. Quem controla diretamente esses parâmetros é

o AP. No entanto, em última instância, quem dá instruções ao AP para que ele controle a aeronave é o utilizador através do RC (Figura 25). Neste sentido é necessário ligar o *Pixhawk* aos periféricos indispensáveis à operação da aeronave.



Figura 25 - Comando RC do utilizador.

Para gerar e emitir as instruções do utilizador ao AP foi utilizado o modelo DX7S da *Spektrum*® como comando RC.

Como indicado anteriormente no ponto 4.3.3, a alimentação elétrica do AP é assegurada pelo *Power Module* (componente nº 5 da Figura 26). Para além disso, é necessário um recetor RC, que recebe as informações do comando RC do utilizador e as comunica ao AP (componente nº 3 da Figura 26). Para assegurar parâmetros de localização e de cálculo aproximado de velocidade e altitude instalou-se um GPS (componente nº 4 da Figura 26). Por fim, para estabelecer a comunicação entre o *Pixhawk* e a estação terrestre, GCS, instalou-se uma antena rádio de comunicação a bordo (componente nº 1 da Figura 26). Na Figura 26 estão

dispostos os periféricos instalados no piloto automático que auxiliam a sua operação.

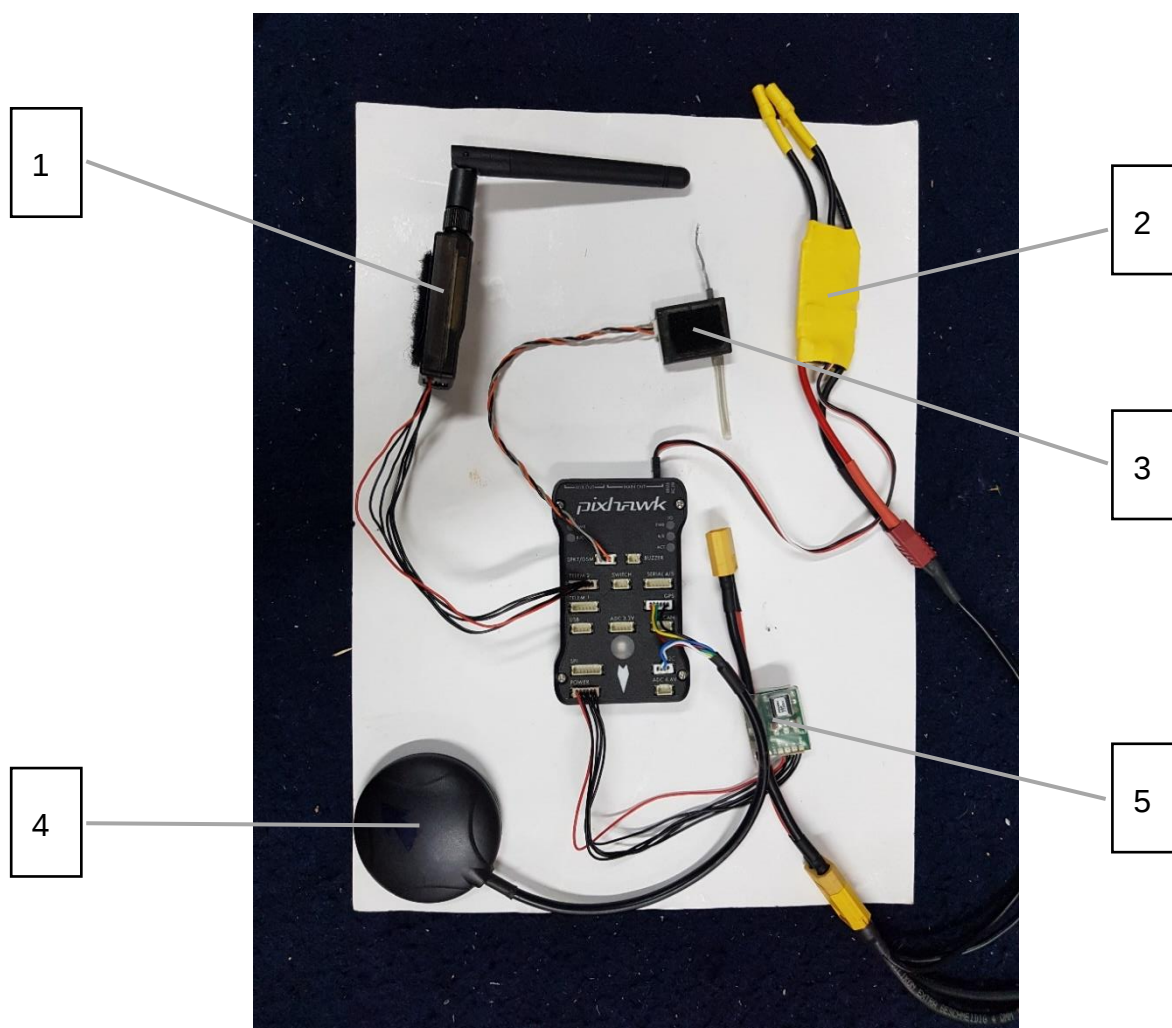


Figura 26 - Ligação dos periféricos auxiliares ao Pixhawk.

Legenda da Figura 26:

- 1 – Antena de rádio telemetria;
- 2 – ESC de um dos motores;
- 3 – Antena recetora de RC;
- 4 – GPS;
- 5 – 3DR Power Module.

Após estar assegurada a alimentação elétrica e a ligação dos componentes acima mencionados, resta garantir a ligação do *Pixhawk* aos servos que controlam os *ailerons* e os lemes horizontal e vertical, bem como aos ESC (componente nº 2 da Figura 26) que controlam os cinco motores (quatro para VTOL e um para voo horizontal). Todos os detalhes das ligações dos motores e dos servos ao Pixhawk e respectivas entradas estão descritas no ANEXO D.

Na Figura 27 pode ver-se a aeronave antes da sua montagem final, com as ligações ao piloto automático implementadas.



Figura 27 - Aeronave antes da montagem final.

Na montagem acima ilustrada, a bateria não está ligada ao sistema elétrico. Além disso, os suportes dos motores do *quadplane* estão seguros com fita adesiva, uma vez que a sua fixação às asas foi feita mais tarde após os primeiros testes de funcionamento. As duas caixas dispostas de cada lado do avião são meramente auxiliares na montagem e nada têm a ver com o resultado final do aeromodelo.

A partir deste momento, estão reunidas as condições para se ligar a energia elétrica e iniciar os primeiros testes de funcionamento dos motores e superfícies, antes de passar para os testes em voo.

4.4 Testes de funcionamento e ensaios em voo

Antes de executar qualquer teste em voo é necessário garantir a segurança dos operadores, bem como primar pela manutenção dos bens materiais. Para tal, foram efetuados diversos testes de validação preliminar para averiguar o funcionamento geral do aeromodelo antes de se proceder à sua montagem final. Antes de iniciar qualquer teste retiraram-se os hélices dos cinco motores.

4.4.1 Teste dos servos

Para garantir que as superfícies da aeronave eram devidamente controladas por parte do piloto automático efetuou-se um teste de funcionamento dos servos instalados nas mesmas. Sucintamente o teste consistiu em verificar que os comandos enviados pelo comando RC eram devidamente executados na aeronave. Foram tiradas algumas aprendizagens deste processo, e todos os detalhes do teste efetuado ao servos, bem como as lições aprendidas estão disponíveis no ANEXO G.

Caso os servos respondessem de forma inversa ao comandado, seria necessário proceder à inversão dos comandos enviados (procedimento feito no GCS), ou se não funcionassem por completo teria de ser despistada alguma falha elétrica na montagem ou avaria nos referidos servos.

No final do teste todos os servos estavam operacionais respondiam corretamente aos comandos do RC.

4.4.2 Calibração dos ESC e teste dos motores sem hélices

Este foi um importante ponto nos testes pré-voo, uma vez que os motores *quad* são uma componente vital no voo vertical, responsáveis pela propulsão, sustentação e controlo. Também o motor nº 5 foi testado e calibrado pois só assim se assegura uma correta operação em todas as fases de voo, e não só na vertical.

Antes do teste concretamente dito foi necessário calibrar os ESC para máximo e mínimo impulsos, para posteriormente verificar o funcionamento de todos os motores, uma vez que é o *Pixhawk* que controla o sinal enviado a cada motor. Todos os detalhes e procedimentos de calibração dos ESC e de teste aos motores estão disponíveis no ANEXO F.

Caso algum dos motores não funcionasse teria de se averiguar se não estaria danificado, para poder ser substituído. O mesmo se aplicava aos ESC, pois também eles foram aproveitados do mesmo trabalho de dissertação de mestrado já realizado.

Estando, no final dos testes, todos os motores a funcionar corretamente, um último procedimento necessário de garantir era o sentido de rotação dos mesmos. De acordo com ArduPilot Dev Team (2019) os motores devem rodar (Figura 19):

- Motor nº 1 (dianteiro direito) no sentido anti-horário;
- Motor nº 2 (traseiro esquerdo) no sentido anti-horário;
- Motor nº 3 (dianteiro esquerdo) no sentido horário;
- Motor nº 4 (traseiro direito) no sentido horário.

Verificou-se que os motores nºs 1 e 3 não rodavam nos sentidos pretendidos. O procedimento para alterar o sentido de rotação é bastante simples, e consiste apenas em trocar as ligações (positivo e negativo) dos ESC, como sugere a Figura 28.

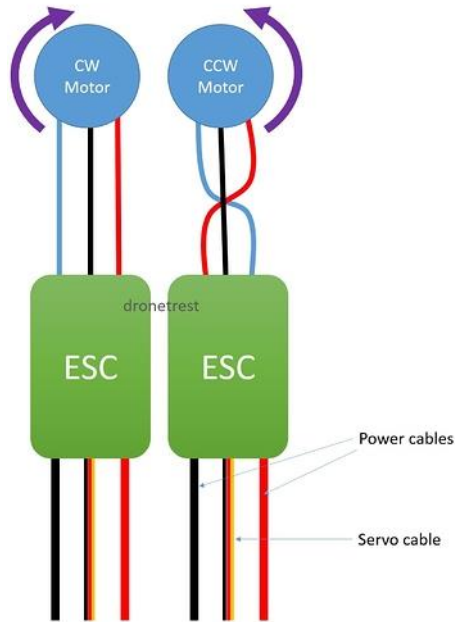


Figura 28 - Procedimento para alterar o sentido de rotação dos motores (DroneTrest, 2015).

Após este procedimento, todos os motores estavam a operar no sentido de rotação desejado.

4.4.3 Teste da resposta dos motores aos comandos RC e à autocompensação do *Pixhawk*

Estando assegurado o correto funcionamento dos motores e dos servos, procedeu-se à montagem final da aeronave. Esta posição final envolveu a fixação do piloto automático no interior do avião, paralelo com plano definido pelos quatro motores *quadplane*. Após isso montou-se a asa e fixaram-se os seus parafusos. Por último prenderam-se os motores *quadplane* às asas com fitas elásticas. O resultado final é apresentado na Figura 29 - Montagem final do aeromodelo Figura 29.



Figura 29 - Montagem final do aeromodelo.

Neste ponto, e antes de efetuar qualquer voo, é necessário garantir que não só os comandos do RC são corretamente executados pelo avião, como ele próprio se compensa corretamente, para evitar que, ao ser detetada uma perturbação e iniciada a sua correção, essa mesma correção não agrave a perturbação inicial, e induza a aeronave num estado de instabilidade irreversível. Estes testes foram executados sem os hélices instalados nos motores e nos modos de voo “Q_STABILIZE” e “MANUAL” respetivamente para os voos em modo *quadplane* e asa fixa.

Começou por se testar se o aeromodelo conseguia recuperar autonomamente quando lhe fosse induzida uma perturbação em qualquer um dos três eixos. Colocando o *throttle* numa posição intermédia inclinou-se fisicamente o avião ao longo dos seus eixos nos dois modos de voo acima mencionados. Posteriormente, com o avião pousado e o *throttle* na mesma posição (diferente de *idle*) levou-se o joysticks do RC relativos aos ailerons, leme horizontal e leme vertical às suas extremidades. Os resultados obtidos numa primeira verificação estão resumidos na Tabela 8.

Tabela 8 - Resumo dos primeiros testes de autocompensação e resposta dos comandos do RC.

Teste	Autocompensação	
	QSTABILIZE	MANUAL
<i>Modo de voo</i>	QSTABILIZE	MANUAL
<i>Aileron</i>	Invertido	Correto
<i>L. horizontal</i>	Invertido	Correto
<i>L. vertical</i>	Invertido	Correto

Perante estes resultados, inverteram-se os comandos do “Roll”, “Elevator” e do “Yaw”, relativos ao aileron e ao leme horizontal e vertical respetivamente. Após estas alterações todas as autocompensações ficaram corretas.

4.4.4 Primeiro bloco de testes em voo (indoor)

Estando assegurado que os servos que controlam as superfícies e os motores funcionavam corretamente, bem como os controlos enviados pelo comando RC eram corretamente entendidos e executados pelo AP, o próximo passo prendeu-se com reinstalação dos hélices para se iniciar os primeiros testes em voo.

Por questões de segurança estes testes foram executados no interior do hangar do CIAFA, de modo a proteger a aeronave das condições meteorológicas, nomeadamente do vento. Além disso, os voos foram feitos com o avião preso a um peso de 2 kg, por um cordão com cerca de um metro de comprimento, de modo a limitar o espaço que poderia alcançar. Assim, no caso de uma subida descontrolada, por exemplo, não haveria nenhum dano pessoal ou material dentro do perímetro envolvente.

Foram executados sete voos (Figura 30) com duração total somada de 6 minutos e 14 segundos.



Figura 30 - Aeronave em voo no 1º bloco de voos.

Neste conjunto de sete ensaios em voo pôde testar-se a efetividade dos comandos do RC no comportamento da aeronave, e com isto fazerem-se ajustes aos ganhos da autocorreção de rolamento e cabrada que o AP executava, através dos parâmetros “Q_A_RAT_RLL_P” e “Q_A_RAT_PIT_P” respetivamente. Os valores iniciais destes parâmetros estavam fixos em 0,25, no entanto, observou-se rispidez nas correções e introduziu-se o valor de 0,30 e 0,35 em ambos. Chegou-se à conclusão que os valores mais adequados eram para “Q_A_RAT_RLL_P” 0,25 e para “Q_A_RAT_PIT_P” 0,30.

Verificou-se também, mesmo após as correções nos ganhos anteriormente enunciados, que a aeronave apresentava alguma dificuldade em estabilizar. Uma explicação para este comportamento é o efeito de solo, uma vez que a altitude máxima de voo era manifestamente reduzida (um metro), quando comparada, por exemplo, com a altitude de cruzeiro ideal da aeronave do projeto conceptual (304,8 metros, equivalente a mil pés de altitude).

Todos os controlos de aileron (rolamento ou *roll*, em inglês), leme horizontal (cabrada ou *pitch*, em inglês) e leme vertical (direção ou *yaw*, em inglês) estavam a funcionar corretamente, e todos os sete voos foram realizados no modo “QSTABILIZE”.

Neste ponto é pertinente calcular a autonomia total e efetiva (considerando uma margem de segurança de 15% da total) da bateria para voo em modo *quadplane*. Os dados, e respetivo resultado, estão apresentados na Tabela 9.

Tabela 9 - Cálculo da autonomia total para a bateria de 5200 mAh em voo quadplane.

Capacidade da bateria (mAh)	5200
Tempo de voo total (mm:ss)	6:14
Energia consumida (mA)	2846
Autonomia total (mm:ss)	11:23
Autonomia efetiva (mm:ss)	9:41

4.4.5 Segundo bloco de testes em voo (indoor)

O segundo conjunto de voos, realizados também dentro do hangar do CIAFA, diferiu do primeiro em dois aspetos: o comprimento da corda utilizada para limitar o espaço de manobra da aeronave foi aumentado de um para três metros, de modo a subir até uma altitude onde o efeito do solo fosse inferior, e aí se puder observar a sua estabilidade; trocou-se a bateria utilizada anteriormente, por já não estar na sua melhor capacidade, por outra de 4200 mAh.

Foram realizados dois voos (Figura 31) com duração total de 6 minutos e 57 segundos.



Figura 31 - Aeronave em voo no 2º bloco de voos.

Neste segundo bloco de ensaios pôde-se confirmar que a aeronave tinha maior estabilidade numa altitude maior do que aquela que a corda do primeiro bloco permitia. Testaram-se novamente os comandos do RC nos três eixos e mais uma vez obtiveram-se resultados favoráveis.

Quanto à autonomia total e efetiva da bateria, calculou-se com base nos valores da Tabela 10.

Tabela 10 - Cálculo da autonomia total para a bateria de 4200 mAh em voo quadplane.

Capacidade da bateria (mAh)	4200
Tempo de voo total (mm:ss)	5:17
Energia consumida (mA)	2710
Autonomia total (mm:ss)	8:11
Autonomia efetiva (mm:ss)	6:57

4.4.6 Terceiro bloco de testes em voo (outdoor)

Após os ensaios dentro do hangar do CIAFA, para testar a operacionalidade geral dos sistemas de controlo e proceder às respetivas correções, partiu-se para a experimentação da aeronave num meio exterior. Há que salientar que, até ao momento, não se verificava nenhuma influencia do vento nos voos. Com os testes em voo no exterior, o vento passou a ser um importante fator a ter em consideração, e o ponto chave neste terceiro bloco de testes.

Para se testar a influência do vento na aeronave retirou-se o hélice do motor nº5 (responsável exclusivamente pela propulsão horizontal), uma vez que as fases de voo onde se pretende verificar a influência do vento é na descolagem e na aterragem, pois, à semelhança de outras aeronaves, são as mais críticas do voo (Aviation, Agency, & Parliament, 2012).

Deste modo foram feitos quatro ensaios em voo na para principal da AFA (Figura 32), com duração total de 6 minutos e 3 segundos. Nestes ensaios a aeronave esteve igualmente presa com uma corda, no entanto com maior comprimento do que os ensaios anteriores.



Figura 32 - Aeronave em voo no 3º bloco de voos.

Verificou-se que a aeronave respondeu positivamente, de uma forma geral, ao controlo induzido pelo comando RC, como também compensou as perturbações causadas pelo vento, corrigindo constantemente a sua posição. No início dos testes os modos de voo selecionados pelo operador RC eram “Q_HOVER” na posição 1, “FBWA” na posição 2, e “Q_HOVER” na posição 3. Treinou-se também nos quatro voos a transição de VTOL para voo de asa fixa e novamente para VTOL, no entanto, como motor nº 5 estava sem hélice, a aeronave não se deslocou horizontalmente. Contudo, e apesar da mudança de modo de voo comandada pelo RC, a aeronave manteve-se em voo estacionário. Isto veio demonstrar que, na passagem para voo horizontal, o piloto automático em modo “FBWA”, com o parâmetro “ARSPD_FBW_MIN” definido com o valor 12, estabilizava a aeronave até esta atingir a velocidade de 12 m/s (que na prática não aconteceu). Isto foi mais um indício de segurança para quando se concretizar a transição real, e o voo final em todas as suas fases (descolagem, voo horizontal e aterragem).

De modo a verificar a capacidade máxima de autocorreção e de estabilidade, alteraram-se também os modos de voo para “Q_LOITER” na 1ª e 3ª posições, aquando do terceiro ensaio. Verificou-se uma maior estabilidade na descolagem e consequente subida, mas maior instabilidade e pouca resposta aos comandos do RC na aterragem. Isto deveu-se o facto de este ser um modo de voo que permite pouca manobrabilidade ao utilizador, pois é o piloto automático que controla a aeronave com base na posição e altitude, determinadas pelo GPS, no momento da passagem de “FBWA” para “Q_LOITER”.

Posteriormente no quarto ensaio alterou-se novamente para “Q_HOOVER” a 3ª posição dos modos de voo (mantendo em “Q_LOITER” a 1ª) e pôde observar-se um voo notoriamente com maior autoridade por parte do operador, principalmente na descida (comparativamente ao anterior).

4.4.7 Quarto bloco de testes em voo (outdoor)

Estando verificado o comportamento e a resposta da aeronave num ambiente com e sem vento, bem como testado a transição de modos de voo de “Q_LOITER” – “FBWA” – “Q_HOOVER” sem propulsão horizontal, o próximo e último passo prendia-se com a colocação do hélice no motor nº 5, remoção da corda que nos testes anteriores prendera a aeronave, e executar um voo completo: descolar na vertical, transitar para voo horizontal, voar horizontalmente, transitar novamente para voo estacionário e aterrar verticalmente.

Para o efeito utilizou-se o campo de futebol da AFA. Depois de devidamente conectado o piloto automático à GCS, iniciou-se a descolagem da aeronave (Figura 33).



Figura 33 - Aeronave em voo vertical no 4º bloco de voos.

No total foram executados três voos completos (descolagem vertical, transição para voo horizontal de asa fixa, passagem novamente para modo *quadplane* e aterragem vertical) com duração total de 05:24 (mm:ss).

Na Figura 34 pode ver-se a trajetória da aeronave no 1º voo, e na Figura 35 o gráfico da altitude e velocidade em voo ao longo do tempo.



Figura 34 - Trajetória do 1º voo do 4º bloco de testes em voo.

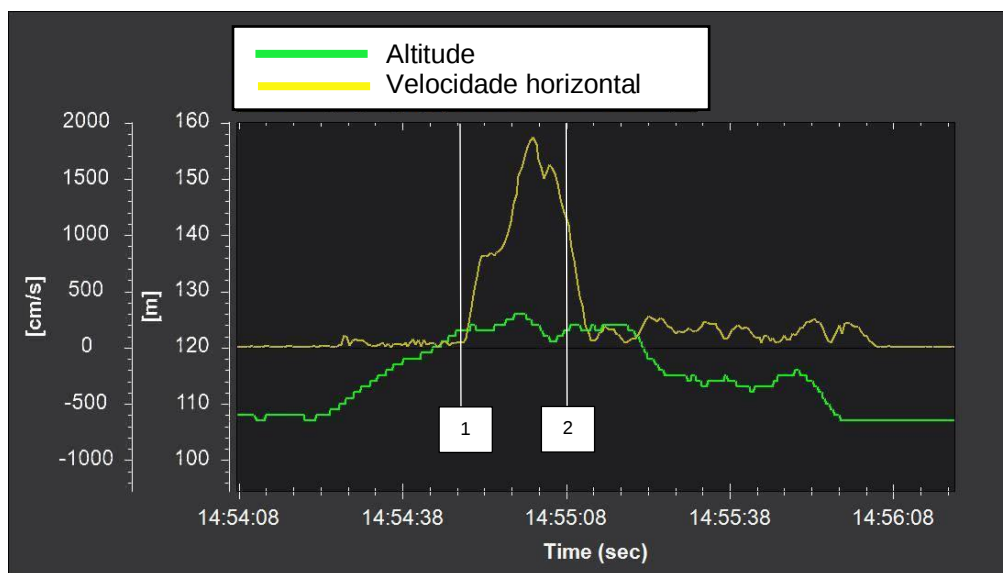


Figura 35 - Gráfico altitude e velocidade vs. tempo, relativo ao 1º voo do 4º bloco de testes em voo.

Neste ensaio a aeronave efetuou a transição para voo em asa fixa no ponto identificado com o nº1. Aí o modo de voo passou de “QLOITER” para “FBWA”, e a aeronave começou a deslocar-se na horizontal. Entre os pontos 1 e 2 no gráfico da Figura 35 é possível observar um máximo de velocidade, diminuindo de seguida até à passagem de asa fixa para VTOL. Isto deveu-se ao vento que estava de cauda antes do pico de velocidade e passou a estar de frente após a aeronave ter

completado o circuito, diminuindo a velocidade horizontal. Pode observar-se também que após a transição para VTOL para aterrizar, legendado na figura com o nº2 a velocidade horizontal diminuiu significativamente (aumentando ligeiramente em casos pontuais e voltando a diminuir) e a altitude diminuiu gradualmente. Isto deveu-se à aterragem, que, por norma, é executada mais lentamente do que a descolagem.

Quanto ao 2º voo, a sua trajetória está representada na Figura 36 e o respetivo gráfico altitude e velocidade, ao longo do tempo na Figura 37.



Figura 36 - Trajetória do 2º voo do 4º bloco de testes em voo.

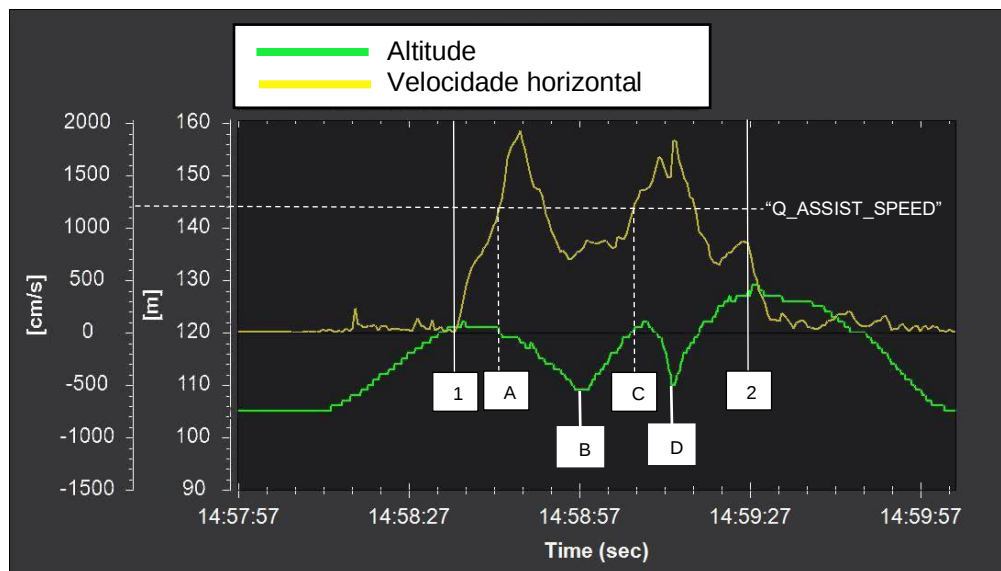


Figura 37 - Gráfico altitude e velocidade vs. tempo, relativo ao 2º voo do 4º bloco de testes em voo.

No 2º voo, devido aos parâmetros previamente definidos, verificaram-se resultados importantes no voo da aeronave. Tal como no anterior, no ponto 1, o *flight mode* mudou de “QLOITER para “FBWA”. Até aqui o aeromodelo apenas tinha ganho altitude, e de seguida aumentou a velocidade horizontal. No ponto A a velocidade horizontal sobe além de 12 m/s (a velocidade programada no parâmetro “Q_ASSIST_SPEED”, como descrito no ponto C.2 do ANEXO C) e desativam-se os motores do *quadplane*, ficando apenas ativo o motor nº5. Dado o peso da aeronave, esta começou a perder altitude, enquanto que a sua velocidade continuou a aumentar por estar sujeita a vento de cauda. Quando alterou a sua trajetória e se colocou de frente para o vento, a velocidade começou a diminuir, até que baixou dos 12 m/s. Isto fez com que o piloto automático ativasse os outros quatro motores do *quadplane*, e a aeronave recuperou altitude. A velocidade subiu mais lentamente devido ao vento de frente, contudo, quando a trajetória mudou novamente, ficando o aeromodelo mais uma vez sujeito a vento de cauda, a velocidade a partir do ponto C voltou a ser superior a 12 m/s. O resultado foi semelhante ao que aconteceu depois do ponto A. No ponto D a aeronave teve um máximo relativo de velocidade e um mínimo relativo de altitude. No ponto 2 transitou para VTOL. Com estes resultados pode-se concluir que vento de cauda é um fator importante na velocidade

horizontal da aeronave, e conseqüentemente, no desempenho da mesma em voo de asa fixa, mais concretamente quando tem os motores do *quadplane* desativados.

Relativamente ao 3º voo, a sua trajetória está representada na Figura 38 e o gráfico altitude e velocidade, ao longo do tempo na Figura 39.

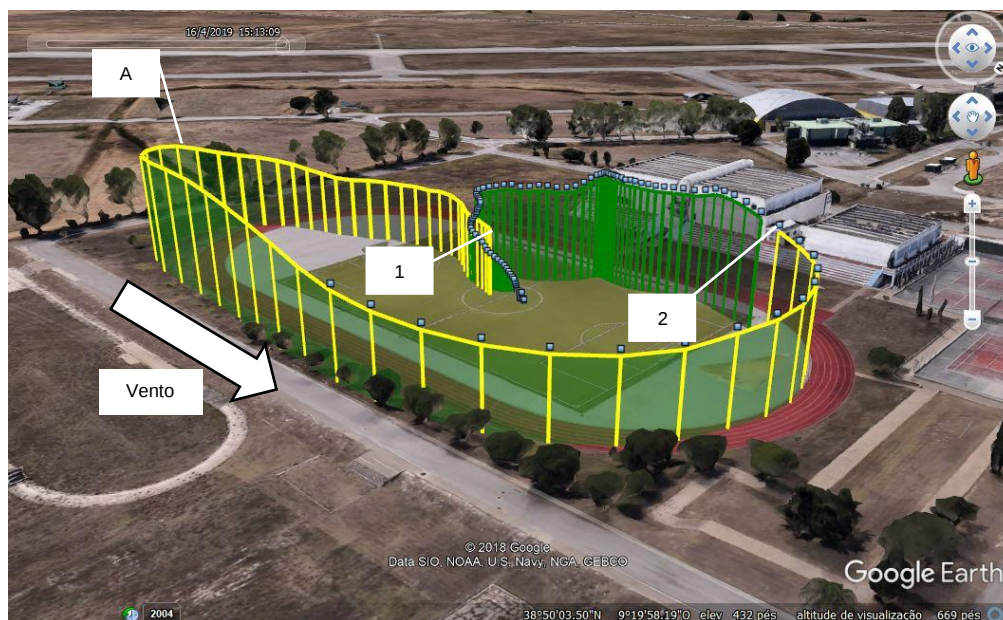


Figura 38 - Trajetória do 3º voo do 4º bloco de testes em voo.

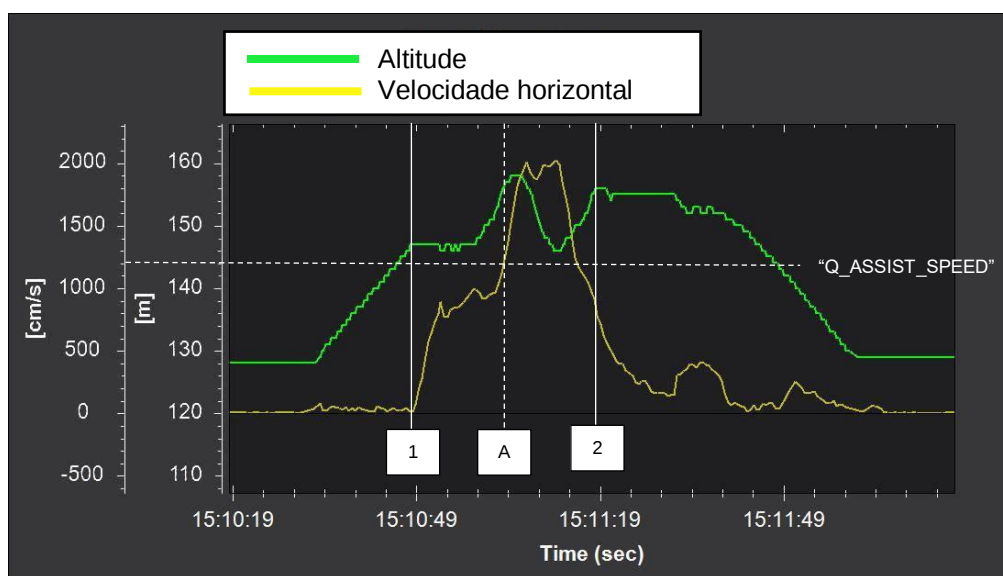


Figura 39 - Gráfico altitude e velocidade vs. tempo, relativo ao 3º voo do 4º bloco de testes em voo.

No 3º voo verificou-se uma diferença na altitude inicial da aeronave. Uma vez que o voo foi realizado no mesmo local, a origem desta diferença pôde estar relacionada com um acerto feito pelo GPS na altitude.

Este foi um ensaio onde não foram visíveis alterações de altitude tão significativas como no 2º, no entanto, também neste último voo foi possível verificar que, quando os motores do *quadcopter* foram desativados, a aeronave perdeu altitude, recuperando posteriormente quando a velocidade diminuiu, tal como verificado no ensaio anterior.

Dos três ensaios conclui-se que quando a aeronave voou em asa fixa, apenas com o motor traseiro, perdeu altitude. Uma vez que estava desenhada para voar em asa fixa, e foi adaptada para VTOL, o motor que já estava previamente instalado não conseguiu suportar, na totalidade, o peso acrescentado.

Além disto, pôde verificar-se que tanto a descolagem, transição, voo horizontal (Figura 40) e aterragem se desenrolaram sem problemas. A aeronave respondeu sempre de forma positiva a todos os comandos do RC.



Figura 40 - Aeronave em voo horizontal no 4º bloco de voos.

À semelhança de ensaios anteriores, nos três voos mencionados foram utilizadas duas baterias. Para averiguar a autonomia total e efetiva para um voo

VTOL – asa fixa – VTOL, mediu-se o gasto em de cada uma delas. O 1º e o 2º voos foram executados com uma bateria de 5200 mAh, enquanto que o 3º foi com uma de 4200 mAh. Depois de ligar uma bateria pela primeira vez, e antes de efetuar qualquer voo completo (VTOL e asa fixa), foi realizado um voo de teste apenas vertical (no modo “QLOITER”) pelo que, para o cálculo da autonomia das baterias (Tabela 11 e Tabela 12), os seus tempos serão incluídos. O voo de teste da bateria de 5200 mAh durou 1 minuto e 13 segundos, e o da bateria de 4200 mAh 1 minuto e 37 segundos.

Tabela 11 - Cálculo da autonomia total para a bateria de 5200 mAh em voo completo.

Capacidade da bateria (mAh)	5200
Tempo de voo (teste + 1º + 2º voos) (mm:ss)	4:57
Energia consumida (mA)	2373
Autonomia total (mm:ss)	10:51
Autonomia efetiva (mm:ss)	9:13

Tabela 12 - Cálculo da autonomia total para a bateria de 4200 mAh em voo completo.

Capacidade da bateria (mAh)	4200
Tempo de voo (teste + 3º voo) (mm:ss)	3:17
Energia consumida (mA)	1582
Autonomia total (mm:ss)	8:43
Autonomia efetiva (mm:ss)	7:25

A estimativa de autonomia obtida pelos dados recolhidos neste ensaio é idêntica à obtida anteriormente. Tal é consistente com o facto de na maior parte do tempo a aeronave se encontrar em modo *quadplane*, ou ter os 4 motores VTOL em funcionamento, durante a fase de transição e sempre que a velocidade da aeronave

desceu abaixo dos limites pré-estabelecidos. No entanto, para voos em modo asafixa de maior duração, é expectável um incremento da autonomia elétrica da aeronave em relação aos ensaios realizados anteriormente.

Capítulo 5. Conclusões

Esta dissertação teve como objetivo a realização de um projeto conceptual de uma aeronave de asa fixa com decolagem e aterragem verticais. Apesar de ser um tema que já vem sendo desenvolvido, quer de modo amador ou por empresas do setor aeronáutico, foi possível constatar que se trata de um tema extraordinariamente completo e complexo, que pode ser explorado de diversas formas, objetivos ou gostos particulares.

Uma amostra de toda a diversidade vinculada ao setor VTOL na aeronáutica pôde ser observada aquando dos primeiros trabalhos desta dissertação na revisão da literatura e consequente estudo de mercado. Analisaram-se duas soluções de decolagem e aterragem verticais para aeronaves tripuladas, bem como várias aeronaves não tripuladas com nove configurações VTOL diferentes. Definiram-se ainda os conceitos necessários à compreensão do tema, nomeadamente a fase de projeto conceptual de uma aeronave, assim como a definição de UAV. Ainda no segundo capítulo, estudou-se o conceito de VTOL e quais as suas vantagens para a FAP.

O terceiro capítulo foi dedicado ao projeto conceptual. Inicialmente escolheu-se qual a configuração mais vantajosa para este projeto, tendo por base as mencionadas no estudo de mercado. Posteriormente, após um dimensionamento inicial para definir a carga alar e o *power loading* para as diversas fases de voo, projetou-se a asa, fuselagem e estabilizadores. Quanto ao trem de aterragem, optou-se por não se incluir, de modo a minimizar a resistência, pois é dispensável para uma aeronave que descola e aterra na vertical. Apesar deste ser um projeto conceptual, foi testado com uma prova de conceito, construída para o efeito.

O quarto capítulo é dedicado à preparação de uma aeronave que servirá de prova de conceito e consequentes testes em voo. O resultado final foi um aeromodelo que decolou e aterrou na vertical, através de quatro motores dispostos em *quadcopter*, e que voou horizontalmente através de um quinto motor, previamente instalado.

Os objetivos desta dissertação de mestrado foram atingidos, não só na parte de projeto conceptual, de onde se obtiveram as medidas iniciais da asa, fuselagem e lemes horizontal e vertical, como os respetivos coeficientes. Igualmente na prova de conceito, conseguiu-se adaptar uma aeronave de asa fixa, preparada apenas para CTOL, para descolar e aterrar na vertical, e efetuar uma transição entre voo vertical e horizontal com sucesso. Assim, considera-se projetado o conceito desta aeronave, e comprovada a capacidade VTOL para uma aeronave não tripulada.

Este trabalho representou um avanço importante no que respeita ao *know-how* sobre um novo tipo de operação, no contexto do CIAFA. Em particular, tal permitiu identificar e ajustar os principais parâmetros de configuração de uma aeronave do tipo *quadplane*, que serão úteis no futuro, caso se confirme a utilização deste conceito de voo em futuras missões com UAV do CIAFA.

5.1 Resultados finais

Neste ponto é conveniente sumariar todos os resultados que foram obtidos deste trabalho de dissertação. Relativamente ao projeto conceptual, obteve-se uma asa, uma fuselagem, um estabilizador horizontal e um vertical com as seguintes características:

- Generalidades:
 - MTOW: 15 *kg*;
 - Peso (*W*): 147,15 *N*;
 - Carga alar (*W/S*): 149,007 *N/m²*;
 - Power loading (*W/P*): 0,0391 *N/W*;
 - Potência necessária dos motores: 4746,77 *W*;
 - Velocidade perda: 13,89 *m/s*.
- Asa:
 - Perfil alar: CLARK-Y
 - Área alar (*S*): 0,988 *m²*;
 - Coeficiente de sustentação em voo de cruzeiro (*C_L*): 0,626;

- Coeficiente de resistência em voo de cruzeiro (C_D): 0,025;
- Coeficiente de resistência parasita (C_{D_0}): 0,005
- Envergadura (b): 2,740 m;
- Corda (c): 0,360 m;
- Eficiência aerodinâmica (C_L/C_D): 24,702;
- Resistência total (D): 5,957 N.
- Fuselagem:
 - Rácio d/l ótimo: 0,15;
 - Comprimento (l): 1,37395258
 - Resistência total (D): 0,318 N.
- Estabilizadores:
 - Perfil alar: NACA 0010;
 - Estabilizador horizontal:
 - Área alar (S): 0,140 m²;
 - Envergadura (b): 0,827 m;
 - Corda (c): 0,169 m;
 - Coeficiente de resistência em voo de cruzeiro (C_D): 0,010
 - Resistência total (D): 0,329 N.
 - Estabilizador vertical:
 - Área alar (S): 0,109 m²;
 - Envergadura (b): 0,670 m;
 - Afilamento (λ): 0,5
 - Corda na raiz (c_{raiz}): 0,217 m;
 - Corda média ($\bar{c}$): 0,169 m;
 - Corda na ponta de asa (c_{ponta}): 0,109 m;
 - Coeficiente de resistência em voo de cruzeiro (C_D): 0,010
 - Resistência total (D): 0,329 N.

5.2 Limitações

Apesar dos objetivos terem sido cumpridos, verificou-se um conjunto de situações que limitaram o alcance deste projeto. O fator mais limitante foi o prazo de execução, pois com uma margem temporal superior, tanto o projeto conceptual como a prova de conceito poderiam ter sido mais explorados e, conseqüentemente, mais completos. No que diz respeito ao projeto conceptual, utilizou-se em diversas situações a aeronave ANTEX X-02 Alfa do CIAFA como referência, no entanto, esta aeronave não descola nem aterriza à vertical. Uma aeronave com as mesmas características do que a Alfa, mas com capacidade VTOL teria sido uma referência mais aproximada para este projeto.

No que respeita às fases de projeto, dada a especificidade do tema, e no âmbito em que está inserido, não foi feito nenhum estudo aerodinâmico computacional com base nos resultados obtidos. Para o cálculo da carga alar pelo 1º método, a medida da corda da asa das aeronaves do estudo de mercado foi aproximada a 12% da envergadura, dada a falta de informação sobre as mesmas, sendo esta a mesma razão envergadura-corda verificada no Alfa. Também não foram dimensionadas as superfícies móveis da asa e dos estabilizadores.

Dada a limitação temporal estabelecida para esta dissertação, apenas se demonstrou uma configuração VTOL com cinco motores, quatro deles para descolar e aterrar à vertical, e um quinto motor para gerar força propulsora em voo horizontal de asa fixa. Idealmente, o que deveria ter sido testado era a configuração VTOL escolhida no ponto 3.1, através do estudo AHP, para a aeronave do projeto conceptual, com quatro motores, em que os dois da frente eram *tilt-rotor*. Estes rodavam 90° para a frente durante a fase de transição de voo vertical para voo horizontal e geravam força propulsora em linha de voo horizontal, enquanto que os motores traseiros eram desativados. Apesar de não ter sido executado, nesta dissertação apresentam-se os parâmetros necessários de configurar para implementar essa capacidade.

5.3 Perspetivas para trabalhos futuros

Terminada esta dissertação de mestrado, existe ainda margem de melhoria e de aperfeiçoamento neste trabalho. Numa primeira instância, o projeto da aeronave pode ser terminado, pois ficam a faltar ainda as fases de projeto preliminar e detalhado. Também o projeto concetual pode ser refinado recorrendo a ferramentas computacionais adequadas. Além disso, pode ser testado novamente o conceito com a mesma aeronave, mas desta vez com a configuração escolhida na fase conceptual com os motores *tilt-rotor*. Pode também ser instalado um sensor de pressão barométrica para validação em voo dos parâmetros escolhidos, bem como reconfigurar o comando RC para um diferente controlo de *throttle* e altitude para as fases de asa fixa e VTOL, controlando-se a altitude em modo VTOL num canal diferente do canal de controlo de *throttle* em asa fixa.

Bibliografia

- ArduPilot Dev Team. (2019). Plane Home — Plane documentation. Retrieved March 20, 2019, from <http://ardupilot.org/plane/index.html>
- Austin, R. (2010). *Unmanned Aircraft Systems - UAVS Design, Development and Deployment*. (Willey, Ed.) (1st ed.). Wiltshire.
- Aviation, E., Agency, S., & Parliament, E. (2012). Commission Regulation (EU) No 965/2012. *Official Journal of the European Union*, (216), 1–148.
- Boeing. (2018). V-22 Osprey. Retrieved April 27, 2019, from <https://www.boeing.com/defense/v-22-osprey/>
- Chitea, S. (2019). POC vs. Prototype vs. MVP in App Development. Retrieved March 19, 2019, from <https://tapptitude.com/blog/poc-vs-prototype-vs-mvp-app-development/>
- Corke, T. (2003). *Design of Aircraft*. (Pearson Education, Ed.). New Jersey.
- Defense, D. of. (2010). *Department of Defense Dictionary of Military and Associated Terms, 8 November 2010 (As Amended Through 15 February 2016)* (Vol. 2010). Joint (Services) Publication 1-02. Retrieved from https://fas.org/irp/doddir/dod/jp1_02.pdf
- Drone Major. (n.d.). ALTI. Retrieved April 26, 2019, from <https://dronemajor.net/brands/alti>
- DroneTrest. (2015). ESC to motor connection guide - how to reverse your motor direction the easy way - Guides - DroneTrest. Retrieved April 21, 2019, from <https://www.dronetrest.com/t/esc-to-motor-connection-guide-how-to-reverse-your-motor-direction-the-easy-way/1297>
- Dunford, P., & Lunn, K. (1990). *The V-22 Osprey - A significant flight test challenge*. Philadelphia, Pennsylvania.

- Embention. (n.d.). Veronte Autopilot for UAV, UAS & drones. Retrieved May 8, 2019, from <https://products.embention.com/veronte/uav-autopilot>
- FliteTest. (2017). E-Flite Convergence VTOL Overview. Retrieved April 14, 2019, from <https://www.flitetest.com/articles/e-flite-convergence-vtol-overview>
- Franco, V., & Committee, E. (2018). *Design of a Class I Remotely Piloted Aircraft for Maritime Surveillance*. Academia da Força Aérea.
- Guedes, N. (2014). *Desenvolvimento de uma plataforma de baixo custo H- Quad para prototipagem rápida de algoritmos de controlo*. Academia da Força Aérea.
- Gundlach, J. (2012). *Designing Unmanned Aircraft Systems - A comprehensive approach*. (I. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed.) (1st ed.). Virginia.
- Lockheed Martin Corporation. (2019). F-35B Short Takeoff and Vertical Landing Variant | F-35 Lightning II. Retrieved April 13, 2019, from <https://www.f35.com/about/variants/f35b>
- Malang, Y. (2016). *Design and Control of a Vertical Takeoff and Landing Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle*. University of Toronto.
- MAVLab TU Delft. (2018). DELFTACOPTER – Delta-wing Electric Longrange Transitioning Autonomous Helicopter. Retrieved April 13, 2019, from <http://www.delftacofter.nl/delftacofter/>
- MFA 500-12. (2013). MFA 500-12 Visão Estratégica Sistemas UAV. Ministério da Defesa Nacional, Força Aérea, Estado Maior.
- Newcome, L. R. "Nuke." (2004). *Unmanned Aviation - A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles*. (I. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed.) (1st ed.). Virginia.
- Press. (2017). Under contract with NASA, Joby has developed a truly novel VTOL configuration: the Lotus. - sUAS News - The Business of Drones. Retrieved April

- 14, 2019, from <https://www.suasnews.com/2017/07/contract-nasa-joby-developed-truly-novel-vtol-configuration-lotus/>
- Quantum-Systems. (2019). Trinity F9 - The mapping drone for professionals. Retrieved April 14, 2019, from <https://www.quantum-systems.com/trinity-f9/>
- Quantum Systems. (2019). Tron F9 - The high payload long-range UAV. Retrieved April 14, 2019, from <https://www.quantum-systems.com/tron-f9/>
- Raymer, D. P. (1989). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. (I. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Ed.) (2^a). Washington, DC.
- Rolls-Royce. (2019). LiftSystem – Rolls-Royce. Retrieved April 13, 2019, from <https://www.rolls-royce.com/media/our-stories/innovation/2016/liftsystem.aspx#solution>
- Saengphet, W., & Thumthae, C. (2016). *Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED Transport. The 7th TSME International Conference on Mechanical Engineering*. Thailand.
- Scholz, D., & Niță, M. (2012). *Estimating the Oswald Factor From Basic Aircraft Geometrical Parameters* (Vol. 281424). Hamburg.
- Serrano, A. R., & Kamal, A. (2018). *Design methodology for hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicles. Aeronautics and Aerospace Open Access Journal* (Vol. 2). Canada. <https://doi.org/10.15406/aaoaj.2018.02.00047>
- Sinha, P., Stoll, A. M., Stilson, E. V., & Bevirt, J. (2015). Design and Testing of the Joby Lotus Multifunctional Rotor VTOL UAV, (June), 1–6. <https://doi.org/10.2514/6.2015-3336>
- Stanton, T. (2018). RC VTOL by TomStanton. Retrieved April 14, 2019, from <https://www.thingiverse.com/thing:3191118>
- T-motor. (2019a). P18x6.1 Propeller. Retrieved March 4, 2019, from <http://store-en.tmotor.com/goods.php?id=384>

T-motor. (2019b). U7-V2.0 KV490. Retrieved May 1, 2019, from <http://store-en.tmotor.com/goods.php?id=321>

Tielin, M., Chuanguang, Y., Wenbiao, G., Zihan, X., Qinling, Z., & Xiaoou, Z. (2018). Analysis of technical characteristics of fixed-wing VTOL UAV. *Proceedings of 2017 IEEE International Conference on Unmanned Systems, ICUS 2017, 2018-Janua*, 293–297. <https://doi.org/10.1109/ICUS.2017.8278357>

Unmanned Systems Technology. (2018). VTOL UAV - Multirotor Manufacturers. Retrieved June 28, 2018, from <https://www.unmannedsystemstechnology.com/category/supplier-directory/platforms/vtoluav/>

ANEXO A – Descrição dos critérios utilizados no estudo *Analytic Hierarchy Process*

Foi utilizado o método *Analytic Hierarchy Process* para escolha da configuração VTOL a aplicar.

Após ter sido determinado o modelo de motor disponibilizado para o projeto por parte do CIAFA, a atribuição de classificações aos critérios abaixo enumerados teve em consideração essa variável (qual o tipo de motor a aplicar) como fixa.

Os critérios definidos foram divididos em três grandes grupos: Operação, Construção e Interesse para a Força Aérea.

CRITÉRIOS:

OPERAÇÃO:

- Espaço para descolagem: este critério foi avaliado com base no número de motores a implementar e na sua disposição na estabilidade da aeronave, ou seja, uma configuração *quadcopter* ou *tricopter* será mais estável do que uma configuração com dois motores, dispostos um em cada extremidade das asas e alinhados com o eixo transversal do avião. Este parâmetro foi cotado numa escala de 0 (zero) a 10 (dez), em que 0 (zero) significa que a aeronave precisa de muito espaço para uma descolagem em segurança, e 10 (dez) significa que a aeronave precisa de pouco espaço para uma descolagem em segurança.
- Aerodinâmica: este critério foi avaliado tendo em consideração o número de motores que em voo de nível não estariam a funcionar, bem como a posição dos hélices e a sua contribuição para o aumento ou diminuição do atrito parasita. Este parâmetro foi cotado numa escala de 0 (zero) a 10 (dez), em que 0 (zero) significa que tem baixa eficiência aerodinâmica, e 10 (dez) significa que tem uma elevada eficiência aerodinâmica.

- Estabilidade e Controle: este critério foi avaliado tendo em consideração o número de motores e a sua disposição em cada configuração. Este critério tem em conta dois fatores: quantos mais motores (dentro de um número limite razoável) mais estável será a aeronave, pois em maior número serão os pontos de aplicação de forças de sustentação (no caso de voo vertical). No entanto à medida que se aumentam os número de motores, existe menos informação de configuração e menos exemplos práticos. Por outro lado, quanto menos motores se utilizam (principalmente para os casos de quatro e dois motores) mais informação existe sobre essa mesma configuração, além de existirem diversos exemplos já contruídos. No entanto, uma configuração com dois motores é mais instável do que uma com três, e esta, por sua vez, mais instável do que uma com quatro. Neste seguimento, a uma configuração com quatro motores dispostos em *quadcopter* é-lhe atribuída a cotação de 8 (oito); a uma com 3 motores dispostos triangularmente 7 (sete); a uma com dois motores 6 (seis) e nos restantes casos 5 (cinco).
- Peso acrescentado: este critério teve por base apenas o número de motores. Quantos mais motores contiver determinada configuração, maior será o peso acrescentado a uma aeronave onde venha a ser implementada essa mesma configuração. Neste sentido, a uma configuração com um motor é-lhe atribuída a cotação 8 (oito); a uma com dois motores 7 (sete); a uma com três motores 6 (seis) e nos restantes casos 5 (cinco).

CONSTRUÇÃO:

- Custo: também este critério teve exclusivamente por base o número de motores adicionados. Quantos mais motores tiver uma configuração, mais motores terão de ser adquiridos, encarecendo o projeto. Assim, a uma configuração com um motor é-lhe atribuída a cotação de 8 (oito);

a uma com dois motores 7 (sete); a uma com três motores 6 (seis) e aos restantes casos 5 (cinco).

- Complexidade: este critério, da a sua subjetividade e desconhecimento inicial, foi cotado segundo dois parâmetros: número de motores e sua disposição. A avaliação deste item vai de encontro, dentro de certa medida, à do item “Estabilidade e Controlo”. Quantos mais motores uma configuração tiver, mais complexa será. Do mesmo modo, se um dos motores estiver posicionado no meio da fuselagem, ou se estes funcionarem com sistemas de recolha de pás também a complexidade será maior. Desta forma, a uma configuração que tenha um ou dois motores é-lhe atribuída a cotação de 8 (oito); a uma configuração com quatro motores dispostos em forma de quadcopter é-lhe atribuída a cotação de 7,5 (sete e meio); a uma configuração com cinco motores é-lhe atribuída a cotação de 7 (sete); a uma configuração com três motores com algum deles localizado no meio da fuselagem ou com recolha de pás é-lhe atribuída a cotação de 6 (seis); aos restantes casos é atribuída a cotação de 5 (cinco).

INTERESSE PARA A FAP:

- Adaptabilidade ao CIAFA: este critério foi avaliado considerando a especificidade de construção necessária. Também aqui se teve em consideração que este trabalho de dissertação de mestrado tem um tempo de elaboração limitado e por isso nem todas as especificidades de construção eram adotáveis, como por exemplo, construir uma aeronave de raiz, pois seria um trabalho moroso e impraticável dentro do tempo estipulado. Assim, uma configuração possível de aplicar a uma aeronave já existente e sem partes móveis associadas (*tilt-motors*) é cotada com 8 (oito); uma configuração igualmente possível de aplicar a uma aeronave já existente mas que com partes móveis é cotada com 7,5 (sete e meio); uma configuração em seja necessário construir uma asa nova (com motores embutidos na asa) é cotada com 6 (seis); uma

configuração que seja necessário construir uma asa e uma empenagem vertical (com um motor traseiro embutido) de raiz é cotada com 3 (três); e uma configuração que seja necessário construir uma aeronave de raiz é cotada com 1 (um).

ANEXO B – Resultado do estudo dos perfis alares em 3D no *software* XFLR5

Este estudo foi feito no programa XFLR5 e incidiu nos perfis alares apontados no ponto 3.3.1. Analisaram-se os referidos perfis para uma velocidade de 20 m/s variando o ângulo de ataque entre -10° e 20° com incrementos de 0,5°. Não havendo dados para determinado ângulo de ataque significa que a partir dessa atitude a asa entrou em perda de sustentação.

- SD 7034

ALPHA	CL	CDI	CDV	CD	CL/CD	CL ^{3/2} /CD
-2,5	0,075572	0,000133	0,008139	0,008271	9,136985	2,51179
-2	0,122403	0,000327	0,008543	0,00887	13,79966	4,827969
-1,5	0,169223	0,00061	0,008688	0,009299	18,19798	7,486052
-1	0,216027	0,000982	0,008565	0,009547	22,62774	10,51708
-0,5	0,262809	0,001442	0,008286	0,009728	27,01573	13,84959
0	0,309563	0,00199	0,007981	0,009971	31,04633	17,27368
0,5	0,356283	0,002626	0,007619	0,010245	34,77628	20,75777
1	0,402963	0,003349	0,007475	0,010824	37,22866	23,63252
1,5	0,449598	0,00416	0,007558	0,011718	38,36815	25,72664
2	0,496181	0,005057	0,00775	0,012807	38,74295	27,29058
2,5	0,542707	0,00604	0,008018	0,014058	38,60485	28,43967
3	0,58917	0,007109	0,008241	0,01535	38,38241	29,46134
3,5	0,635564	0,008263	0,008534	0,016797	37,83795	30,16527
4	0,681883	0,0095	0,008787	0,018287	37,28785	30,7909
4,5	0,728122	0,010821	0,009107	0,019928	36,53764	31,17759
5	0,774275	0,012224	0,009515	0,02174	35,61523	31,33887
5,5	0,820337	0,013709	0,009946	0,023655	34,67922	31,40982
6	0,8663	0,015274	0,010425	0,025699	33,70948	31,37518
6,5	0,912161	0,016919	0,010912	0,027831	32,775	31,30246
7	0,957914	0,018641	0,011445	0,030086	31,83919	31,162
7,5	1,003552	0,020441	0,012059	0,0325	30,87852	30,93331
8	1,04907	0,022316	0,012683	0,035	29,97343	30,70002
8,5	1,094464	0,024266	0,01338	0,037647	29,07175	30,41388
9	1,139726	0,02629	0,014222	0,040512	28,13305	30,03426
9,5	1,184853	0,028384	0,015119	0,043503	27,23612	29,64678
10	1,229839	0,03055	0,016098	0,046648	26,36424	29,23744
10,5	1,274678	0,032784	0,017409	0,050192	25,39604	28,67254

11 | 1,319365 0,035085 0,01971 0,054795 24,0782 27,65709

• CLARK-Y

ALPHA	BETA	CL	CDI	CDV	CD	L/D	L ^{3/2} /D
-2	0	0,110489	0,000271	0,008885	0,009156	12,06739	4,011186
-1,5	0	0,157268	0,000532	0,00898	0,009512	16,53364	6,556751
-1	0	0,204032	0,000881	0,008756	0,009637	21,17173	9,563251
-0,5	0	0,250775	0,001318	0,008409	0,009728	25,77868	12,9093
0	0	0,297491	0,001844	0,006781	0,008625	34,49171	18,81272
0,5	0	0,344174	0,002457	0,004934	0,007391	46,56664	27,31894
1	0	0,39082	0,003158	0,003919	0,007076	55,23177	34,52847
1,5	0	0,437421	0,003945	0,003729	0,007674	57,00039	37,69881
2	0	0,483971	0,004819	0,004072	0,008891	54,43381	37,86853
2,5	0	0,530466	0,00578	0,004744	0,010524	50,40536	36,71178
3	0	0,576899	0,006825	0,005659	0,012484	46,21107	35,0991
3,5	0	0,623265	0,007956	0,006771	0,014726	42,32412	33,41368
4	0	0,669558	0,00917	0,007688	0,016859	39,71517	32,49754
4,5	0	0,715771	0,010468	0,008214	0,018682	38,3134	32,41438
5	0	0,7619	0,011848	0,008826	0,020674	36,85305	32,16788
5,5	0	0,807938	0,013309	0,009555	0,022864	35,33669	31,76251
6	0	0,85388	0,014851	0,010403	0,025254	33,81167	31,24389
6,5	0	0,899721	0,016473	0,011282	0,027755	32,41654	30,74826
7	0	0,945455	0,018172	0,012139	0,030311	31,19181	30,32921
7,5	0	0,991075	0,019949	0,012979	0,032928	30,09824	29,96363
8	0	1,036578	0,021802	0,013843	0,035644	29,08142	29,60851
8,5	0	1,081956	0,023729	0,014736	0,038465	28,12832	29,25827
9	0	1,127206	0,02573	0,015788	0,041517	27,15047	28,82564
9,5	0	1,17232	0,027802	0,017544	0,045346	25,85278	27,99176
10	0	1,217295	0,029945	0,021345	0,05129	23,73357	26,18551

• Eppler 395

ALPHA	BETA	CL	CDI	CDV	CD	L/D	L ^{3/2} /D
-5	0	0,110855	0,00033	0,008909	0,00924	11,99729	3,994487
-4,5	0	0,157774	0,000603	0,009095	0,009697	16,27039	6,462726
-4	0	0,204682	0,000964	0,009188	0,010152	20,16174	9,121534
-3,5	0	0,251573	0,001414	0,00915	0,010563	23,81643	11,94562
-3	0	0,298443	0,001953	0,009333	0,011286	26,44365	14,44615
-2,5	0	0,345283	0,00258	0,009525	0,012105	28,524	16,76093
-2	0	0,39209	0,003296	0,009751	0,013047	30,05212	18,81776
-1,5	0	0,438857	0,0041	0,009946	0,014046	31,24427	20,69817

-1	0	0,485578	0,004991	0,010089	0,015081	32,198	22,43667
-0,5	0	0,532247	0,00597	0,010197	0,016167	32,92182	24,0182
0	0	0,578858	0,007036	0,010345	0,017381	33,30407	25,33864
0,5	0	0,625406	0,008188	0,010556	0,018744	33,36566	26,38644
1	0	0,671885	0,009425	0,010649	0,020075	33,46874	27,43386
1,5	0	0,718288	0,010748	0,010711	0,021459	33,47258	28,36863
2	0	0,764611	0,012155	0,010954	0,023109	33,08715	28,93208
2,5	0	0,810847	0,013645	0,011245	0,02489	32,57722	29,33482
3	0	0,856991	0,015218	0,011467	0,026685	32,11508	29,73016
3,5	0	0,903038	0,016872	0,011803	0,028675	31,49217	29,92648
4	0	0,94898	0,018606	0,012183	0,030789	30,82205	30,02548
4,5	0	0,994813	0,020421	0,012587	0,033007	30,13946	30,06119
5	0	1,040532	0,022313	0,012901	0,035214	29,54882	30,1417
5,5	0	1,08613	0,024283	0,013214	0,037497	28,96578	30,18743
6	0	1,131602	0,026328	0,013514	0,039842	28,40224	30,21339
6,5	0	1,176942	0,028448	0,013746	0,042195	27,89293	30,26019
7	0	1,222146	0,030642	0,014028	0,044669	27,36005	30,24673
7,5	0	1,267208	0,032907	0,014265	0,047171	26,86413	30,24104
8	0	1,312122	0,035242	0,01458	0,049822	26,3362	30,16756
8,5	0	1,356883	0,037646	0,015027	0,052673	25,7605	30,00721
9	0	1,401486	0,040117	0,01669	0,056807	24,67101	29,20662

- Eppler 793

ALPHA	BETA	CL	CDI	CDV	CD	L/D	L ^{3/2} /D
-4	0	0,081567	0,000181	0,008344	0,008525	9,567977	2,732608
-3,5	0	0,128437	0,000393	0,008483	0,008876	14,47014	5,185826
-3	0	0,175299	0,000695	0,008639	0,009334	18,78069	7,863237
-2,5	0	0,222146	0,001084	0,008832	0,009917	22,40052	10,5579
-2	0	0,268972	0,001563	0,009037	0,0106	25,37472	13,15997
-1,5	0	0,315772	0,00213	0,009429	0,011558	27,32064	15,35245
-1	0	0,36254	0,002785	0,009696	0,012481	29,04735	17,48979
-0,5	0	0,409269	0,003528	0,010037	0,013564	30,17318	19,30303
0	0	0,455954	0,004358	0,010239	0,014598	31,234	21,09056
0,5	0	0,502589	0,005276	0,01049	0,015766	31,87803	22,59945
1	0	0,549168	0,00628	0,010751	0,017032	32,24331	23,89418
1,5	0	0,595686	0,007371	0,010974	0,018345	32,4713	25,06158
2	0	0,642136	0,008546	0,011181	0,019727	32,55112	26,08432
2,5	0	0,688513	0,009807	0,011455	0,021262	32,38233	26,86978
3	0	0,734811	0,011151	0,011706	0,022858	32,14678	27,55658
3,5	0	0,781024	0,012579	0,012036	0,024614	31,73088	28,04235
4	0	0,827147	0,014088	0,012398	0,026486	31,22959	28,40257
4,5	0	0,873174	0,015679	0,012743	0,028422	30,72176	28,70758

5	0	0,919099	0,017351	0,013093	0,030444	30,18982	28,94288
5,5	0	0,964917	0,019101	0,013573	0,032674	29,53165	29,00899
6	0	1,010622	0,02093	0,014162	0,035092	28,79921	28,95176
6,5	0	1,056208	0,022835	0,014774	0,037609	28,08392	28,8624
7	0	1,10167	0,024816	0,015362	0,040178	27,41973	28,77988
7,5	0	1,147003	0,026871	0,016016	0,042887	26,74477	28,64318
8	0	1,192201	0,028999	0,016752	0,045751	26,05847	28,45271
8,5	0	1,237259	0,031199	0,017443	0,048642	25,43602	28,29303
9	0	1,282171	0,033468	0,01813	0,051598	24,84924	28,13754
9,5	0	1,326932	0,035806	0,018941	0,054747	24,23753	27,91982
10	0	1,371536	0,038211	0,019783	0,057995	23,64921	27,6962
10,5	0	1,41598	0,040681	0,020583	0,061265	23,11238	27,50257
11	0	1,460257	0,043215	0,021677	0,064892	22,50288	27,19273
11,5	0	1,504362	0,04581	0,023018	0,068828	21,85683	26,80794

• GOE 549

ALPHA	BETA	CL	CDI	CDV	CD	L/D	L ^{3/2} /D
-3	0	0,100753	0,000233	0,014044	0,014278	7,056521	2,239853
-2,5	0	0,147622	0,000478	0,01348	0,013958	10,57616	4,06353
-2	0	0,194479	0,00081	0,012622	0,013432	14,47878	6,38511
-1,5	0	0,241317	0,001232	0,011793	0,013025	18,52722	9,101315
-1	0	0,288132	0,001742	0,011496	0,013238	21,76552	11,68328
-0,5	0	0,334916	0,00234	0,011502	0,013842	24,19564	14,00248
0	0	0,381664	0,003027	0,011563	0,01459	26,15929	16,16094
0,5	0	0,42837	0,0038	0,011671	0,015472	27,68679	18,121
1	0	0,475029	0,004661	0,011646	0,016307	29,13037	20,07734
1,5	0	0,521635	0,005609	0,011291	0,0169	30,86598	22,29274
2	0	0,56818	0,006643	0,010977	0,01762	32,24631	24,30653
2,5	0	0,614661	0,007763	0,010799	0,018561	33,11573	25,96284
3	0	0,661071	0,008967	0,010802	0,019769	33,43978	27,18864
3,5	0	0,707404	0,010256	0,010886	0,021141	33,46124	28,14335
4	0	0,753655	0,011627	0,011384	0,023011	32,75194	28,43305
4,5	0	0,799818	0,013081	0,012164	0,025246	31,68098	28,33311
5	0	0,845887	0,014617	0,012813	0,02743	30,83802	28,36238
5,5	0	0,891856	0,016233	0,013208	0,029441	30,29299	28,60814
6	0	0,937721	0,017928	0,013493	0,031422	29,84282	28,89859
6,5	0	0,983474	0,019702	0,013723	0,033425	29,42331	29,17917
7	0	1,029112	0,021553	0,014089	0,035642	28,87358	29,29084
7,5	0	1,074628	0,023479	0,014554	0,038033	28,25515	29,29049
8	0	1,120016	0,02548	0,015149	0,04063	27,56623	29,17357
8,5	0	1,165272	0,027554	0,015774	0,043329	26,89358	29,03102
9	0	1,21039	0,0297	0,017114	0,046815	25,85475	28,44481

- NACA 4415

ALPHA	BETA	CL	CDI	CDV	CD	L/D	L ^{3/2} /D
-3	0	0,091008	0,000198	0,008408	0,008606	10,57495	3,190201
-2,5	0	0,137833	0,000424	0,008797	0,009221	14,94773	5,549474
-2	0	0,184646	0,000739	0,00896	0,009699	19,03763	8,180557
-1,5	0	0,231443	0,001142	0,009012	0,010154	22,79328	10,96551
-1	0	0,278216	0,001634	0,009106	0,01074	25,90466	13,66372
-0,5	0	0,32496	0,002214	0,009236	0,01145	28,38079	16,17854
0	0	0,371669	0,002881	0,009151	0,012033	30,88748	18,83045
0,5	0	0,418338	0,003637	0,008955	0,012592	33,22252	21,48801
1	0	0,46496	0,004479	0,008972	0,013451	34,56695	23,5705
1,5	0	0,511529	0,005408	0,009103	0,014511	35,25112	25,21204
2	0	0,55804	0,006423	0,009328	0,015751	35,42886	26,46609
2,5	0	0,604488	0,007523	0,009561	0,017084	35,38328	27,51009
3	0	0,650865	0,008709	0,009785	0,018494	35,19331	28,39262
3,5	0	0,697167	0,009978	0,010042	0,02002	34,82353	29,07644
4	0	0,743388	0,011331	0,010366	0,021697	34,26225	29,54089
4,5	0	0,789521	0,012766	0,010838	0,023603	33,45003	29,72202
5	0	0,835562	0,014282	0,011321	0,025603	32,63532	29,83164
5,5	0	0,881505	0,015879	0,011846	0,027725	31,79459	29,85146
6	0	0,927344	0,017555	0,012372	0,029928	30,98583	29,83895
6,5	0	0,973073	0,01931	0,012935	0,032244	30,17842	29,76934
7	0	1,018687	0,021141	0,013509	0,03465	29,39934	29,67276
7,5	0	1,06418	0,023049	0,014135	0,037184	28,6193	29,52341
8	0	1,109548	0,025031	0,014819	0,039849	27,84381	29,3293
8,5	0	1,154783	0,027086	0,015581	0,042667	27,06502	29,08429
9	0	1,199882	0,029213	0,016644	0,045857	26,16573	28,66171
9,5	0	1,244839	0,03141	0,018559	0,04997	24,91173	27,7946
10	0	1,289648	0,033676	0,023255	0,056931	22,65283	25,72515

- NACA 23015

ALPHA	BETA	CL	CDI	CDV	CD	L/D	L ^{3/2} /D
0	0	0,100725	0,000207	0,006949	0,007156	14,0756	4,467202
0,5	0	0,147473	0,000443	0,007324	0,007766	18,98957	7,292415
1	0	0,194203	0,000766	0,007703	0,008469	22,93104	10,10536
1,5	0	0,24091	0,001178	0,008122	0,009299	25,90709	12,71587
2	0	0,287589	0,001677	0,008682	0,010359	27,76224	14,88814
2,5	0	0,334234	0,002264	0,00946	0,011724	28,50853	16,48163
3	0	0,380838	0,002937	0,010085	0,013023	29,24349	18,04677

3,5	0	0,427396	0,003697	0,010743	0,01444	29,59806	19,34989
4	0	0,473902	0,004543	0,011474	0,016018	29,58559	20,36688
4,5	0	0,52035	0,005475	0,012393	0,017868	29,12189	21,00716
5	0	0,566735	0,006491	0,013109	0,0196	28,91505	21,76777
5,5	0	0,613051	0,007591	0,013686	0,021277	28,81285	22,55976
6	0	0,659292	0,008774	0,014128	0,022902	28,78753	23,37455
6,5	0	0,705452	0,010039	0,01451	0,02455	28,73532	24,13513
7	0	0,751525	0,011386	0,014936	0,026322	28,55121	24,7512
7,5	0	0,797507	0,012813	0,015495	0,028308	28,1725	25,15895
8	0	0,843391	0,01432	0,016087	0,030407	27,73674	25,4724
8,5	0	0,889172	0,015904	0,016555	0,032459	27,3937	25,83114
9	0	0,934844	0,017566	0,017256	0,034823	26,84559	25,95629
9,5	0	0,980402	0,019304	0,0181	0,037404	26,21115	25,95304

• S2027

ALPHA	BETA	CL	CDI	CDV	CD	L/D	L ^{3/2} /D
-1,5	0	0,089606	0,000176	0,006695	0,006871	13,04119	3,903783
-1	0	0,136367	0,000394	0,007157	0,007551	18,05946	6,668981
-0,5	0	0,183114	0,000702	0,007479	0,00818	22,38557	9,579195
0	0	0,229842	0,001097	0,007695	0,008792	26,14217	12,53304
0,5	0	0,276546	0,00158	0,007916	0,009496	29,12237	15,31477
1	0	0,323218	0,002151	0,008383	0,010534	30,68331	17,44416
1,5	0	0,369853	0,00281	0,008667	0,011477	32,22558	19,59816
2	0	0,416445	0,003555	0,008949	0,012505	33,30228	21,49081
2,5	0	0,462989	0,004387	0,00923	0,013618	33,99831	23,13357
3	0	0,509479	0,005305	0,009447	0,014752	34,53627	24,65123
3,5	0	0,555908	0,006309	0,00966	0,015969	34,8117	25,95534
4	0	0,602272	0,007397	0,009871	0,017267	34,87994	27,06899
4,5	0	0,648564	0,008569	0,010103	0,018672	34,73458	27,97296
5	0	0,694778	0,009824	0,010382	0,020205	34,38644	28,66225
5,5	0	0,740909	0,011161	0,010701	0,021862	33,89027	29,17141
6	0	0,786952	0,01258	0,011089	0,023669	33,24821	29,4946
6,5	0	0,8329	0,01408	0,011545	0,025624	32,50468	29,66486
7	0	0,878748	0,015658	0,012091	0,027749	31,66774	29,68583
7,5	0	0,92449	0,017315	0,012611	0,029926	30,89253	29,7033
8	0	0,970122	0,01905	0,013178	0,032227	30,10277	29,64966
8,5	0	1,015636	0,02086	0,013778	0,034637	29,32229	29,55064
9	0	1,061028	0,022744	0,014445	0,037189	28,53069	29,38839
9,5	0	1,106293	0,024702	0,015123	0,039825	27,77886	29,21793
10	0	1,151425	0,026732	0,015893	0,042625	27,0129	28,98605
10,5	0	1,196418	0,028832	0,016693	0,045525	26,28046	28,7458
11	0	1,241268	0,031001	0,018003	0,049003	25,33045	28,22121

- SD 7062

ALPHA	BETA	CL	CDI	CDV	CD	L/D	$L^{3/2}/D$
-3	0	0,072583	0,000129	0,01292	0,013049	5,562342	1,498563
-2,5	0	0,119463	0,000319	0,010386	0,010705	11,15955	3,857123
-2	0	0,166334	0,000598	0,010127	0,010726	15,50755	6,32461
-1,5	0	0,213189	0,000967	0,009746	0,010713	19,90003	9,188319
-1	0	0,260024	0,001423	0,009286	0,010709	24,28089	12,38144
-0,5	0	0,306831	0,001968	0,009195	0,011164	27,48397	15,22401
0	0	0,353606	0,002601	0,009185	0,011786	30,00221	17,84075
0,5	0	0,400342	0,003322	0,009133	0,012455	32,14308	20,33775
1	0	0,447033	0,004131	0,009143	0,013274	33,67734	22,51685
1,5	0	0,493674	0,005026	0,009183	0,014209	34,74375	24,41164
2	0	0,540258	0,006008	0,00925	0,015258	35,40818	26,02581
2,5	0	0,58678	0,007076	0,009393	0,016469	35,62936	27,29265
3	0	0,633235	0,008229	0,009587	0,017815	35,54505	28,28535
3,5	0	0,679616	0,009466	0,009867	0,019333	35,15316	28,97985
4	0	0,725917	0,010787	0,010216	0,021002	34,56418	29,44895
4,5	0	0,772133	0,01219	0,010647	0,022838	33,80913	29,70846
5	0	0,818259	0,013676	0,011195	0,024871	32,90012	29,76069
5,5	0	0,864288	0,015243	0,011668	0,026911	32,11653	29,85781
6	0	0,910215	0,016889	0,012203	0,029092	31,28747	29,84987
6,5	0	0,956034	0,018614	0,012765	0,031379	30,46732	29,79003
7	0	1,001739	0,020417	0,013383	0,0338	29,63725	29,66301
7,5	0	1,047326	0,022296	0,014024	0,03632	28,83607	29,51053
8	0	1,092789	0,02425	0,014676	0,038927	28,07278	29,34631
8,5	0	1,138121	0,026278	0,015409	0,041688	27,30093	29,12538
9	0	1,183319	0,028379	0,016169	0,044548	26,56279	28,89512
9,5	0	1,228376	0,03055	0,017121	0,047671	25,76778	28,55898
10	0	1,273287	0,03279	0,018069	0,05086	25,03514	28,24965
10,5	0	1,318046	0,035099	0,019158	0,054256	24,29309	27,88997
11	0	1,36265	0,037474	0,02058	0,058054	23,47211	27,39961
11,5	0	1,407091	0,039913	0,022547	0,062459	22,52823	26,72319
12	0	1,451366	0,042415	0,026053	0,068467	21,19804	25,53784

ANEXO C – Configuração e programação do piloto automático

Para que se consiga operar uma aeronave através do seu piloto automático, é necessário que este esteja devidamente programado para o tipo de aeromodelo (avião, helicóptero, quadricóptero, etc). Para tal é necessário instalar o *software ArduPilot* (específico para um avião de asa fixa) no *Pixhawk* e configurar os devidos parâmetros subjacentes ao determinado tipo de aeronave, neste caso de uma aeronave VTOL de asa fixa.

A configuração do *ArduPilot* é feita através do GCS. Sucintamente, o piloto automático, que é colocado a bordo da aeronave, é ligado via USB (sigla do termo inglês *Universal Serial Bus*) ao computador da estação terrestre, onde está instalado o *software Mission Planner*. Na Figura 41 está representado um esquema do acima descrito.

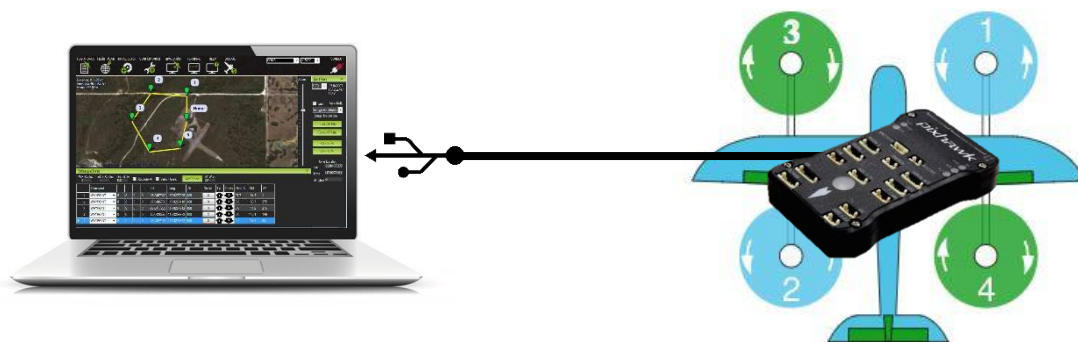


Figura 41 - Esquema de ligação do "Pixhawk" para configuração inicial.

C.1 Instalação do *Firmware*

Depois de ligado ao computador da estação terrestre via USB, a primeira configuração a fazer no AP é a instalação do *firmware*. Existem três principais grupos de *firmware ArduPilot* a instalar no AP:

- ArduPlane: indicado para AP's que operam aeronaves de asa fixa (onde incluem as aeronaves VTOL);
- ArduCopter: indicado para AP's que operam aeronaves do tipo de helicóptero, ou seja, aeronaves de asa rotativa, com um ou mais motores;
- ArduRover: indicado para AP's que operam veículos terrestres.

No AP do aeromodelo desta dissertação foi instalado o *ArduPlane*. Este *firmware*, apesar de adequado para operar com aeronaves de asa fixa, com decolagem e aterragem convencional, também pode ser utilizado em aeronaves com decolagem e aterragem verticais. Para isso existem um conjunto de parâmetros que são necessários programar no *ArduPlane*.

C.2 Programação do *ArduPlane*

Após instalação do *firmware ArduPlane* no piloto automático, e antes de qualquer configuração do mesmo, é necessário ligar o *Pixhawk* ao *Mission Planner*. A comunicação entre ambos pode ser feita de duas maneiras diferentes: através de uma conexão USB, a mesma utilizada para instalar o *firmware*; ou através de telemetria, com uma conexão via rádio, sem fios. Esta última é sobretudo utilizada para comunicar com a aeronave em voo. Por isso, para a programação do *ArduPlane*, utilizou-se uma ligação USB, por maior velocidade de comunicação e de transferência de dados.

Estabelecida a conexão USB, ativa-se o ícone vermelho “*Connect*” (Figura 42) no canto superior direito do *Mission Planner*. Quando o mesmo ícone mudar para verde e apresentar a palavra “*Disconnect*” (Figura 43), o *Pixhawk* e o *Mission Planner* estão ligados.

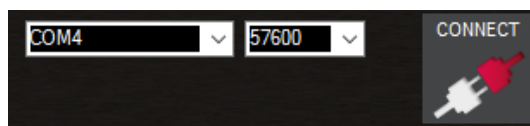


Figura 42 - *Pixhawk* e *Mission Planner* desligados.

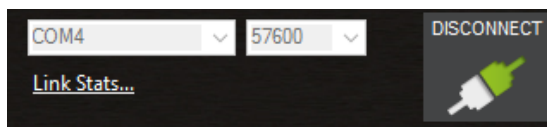


Figura 43 - Pixhawk e Mission Planner ligados.

Após o *Pixhawk* e o *Mission Planner* estarem ligados é possível iniciar a configuração do *firmware ArduPlane*. Para este tipo de aeronaves de asa fixa com descolagem vertical existe uma secção do *ArduPlane* designada *Quadplane*, cujos parâmetros lhe são totalmente dedicados. Primeiramente é necessário ativar essa mesma secção, ou seja, o AP deixa de estar programado para voar uma aeronave CTOL, e passa a voar em modo VTOL.

Este e outros parâmetros são configurados através do separador “CONFIG/TUNNING” do *Mission Planner*, e posteriormente expandindo a aba “*Full Parameter Tree*”. Para ativar o *Quadplane* é necessário alterar o valor “0” (zero = desativado) para “2” (dois = ativado VTOL AUTO) no parâmetro “Q_ENABLE”.

A partir deste ponto o AP já está com o modo VTOL ativado. No entanto são necessários configurar outros parâmetros importantes, concretamente:

- “Q_FRAME_CLASS” coloca-se o valor “1” (um = *quad*), ou seja, indica-se quantos motores a aeronave tem. Quatro motores no caso específico desta prova de conceito (motores apenas destinados a VTOL, excluindo motores exclusivamente dedicados a gerar propulsão horizontal). Outras opções também são possíveis: o valor “2” é atribuído para aeronaves com seis motores; “3” para oito motores; “4” para oito motores, dispostos em *quadcopter*, sobrepostos dois a dois, entre outras configurações;
- “Q_FRAME_TYPE” o valor é também “1” (um = X frame). Aqui define-se qual a disposição dos quatro motores, que pode ser em “X” em “H”, entre outros;
- “Q_A_RAT_RLL_P” tem valor “0,25”. Este parâmetro varia entre “0,05” e 0,5, e representa a reatividade da aeronave em modo *quadplane* aos

comandos de rolamento, sendo que o valor “0,5” faz com que seja o mais reativa possível e “0,05” menos reativa. Na generalidade dos casos é recomendado “0,25” (ArduPilot Dev Team, 2019);

- “Q_A_RAT_PIT_P” tem também valor “0,25”. Este parâmetro é em tudo semelhante ao anterior, com a diferença de ser relativo ao movimento de cabrada da aeronave, ou seja, de colocar o nariz em cima ou em baixo. Varia entre os mesmos valores, “0,05” e “0,5” e também é recomendado “0,25” (ArduPilot Dev Team, 2019);
- “Q_ASSIST_SPEED” tem valor “12”. E aqui é definida uma velocidade à qual os quatro motores que compõem o *quadplane* são ativados, ou seja, idealmente, uma velocidade ligeiramente superior à de perda em linha de voo horizontal. Isto representa uma medida de segurança importante, pois auxilia a aeronave a não entrar em perda total de sustentação;
- “Q_ASSIST_ANGLE” tem valor “30” e já estava predefinido, contudo é um valor importante a ter em consideração mais tarde aquando dos ensaios em voo. Caso a aeronave efetue pranchamentos com um ângulo superior, em graus, ao valor introduzido (30°) o piloto automático ativa os motores *quadplane* para auxiliar na sua estabilização, impedindo atitudes inapropriadas às suas características;
- “ARSPD_FBW_MIN” tem valor “12”. Na fase de transição de voo vertical para horizontal, quando a velocidade da aeronave ultrapassa o valor introduzido (12 m/s), o piloto automático desliga, gradualmente, os motores *quadplane*, de modo a suavizar o máximo possível a passagem para voo de asa fixa. Importa frisar que este parâmetro apenas funciona na passagem de voo vertical para horizontal, e não no caso contrário. Quando a aeronave reduz a sua velocidade horizontal para aterrar verticalmente, os motores do *quadplane* são ativados com base no parâmetro “Q_ASSIST_SPEED”, já descrito acima, e não no “ARSPD_FBW_MIN”.

Na Tabela 13 estão resumidos os parâmetros a configurar, através do *Mission Planner*, na “Full Parameter List” do *Pixhawk*.

Tabela 13 - Parâmetros da “Full Parameter List” e respectivos valores.

Parâmetro	Valor
<i>Q_ENABLE</i>	2
<i>Q_FRAME_CLASS</i>	1
<i>Q_FRAME_TYPE</i>	1
<i>Q_A_RAT_RLL_P</i>	0,25
<i>Q_A_RAT_PIT_P</i>	0,25
<i>Q_ASSIST_SPEED</i>	12
<i>Q_ASSIST_ANGLE</i>	30
<i>ARSPD_FBW_MIN</i>	12

Para além da configuração dos parâmetros acima mencionados, também se configuraram os *Flight Modes* do *Pixhawk* em que a aeronave operará. Por definição, estava atribuído o canal 8 do comando controlador rádio (RC, do inglês *Radio Control*) à escolha do *Flight Mode*, no entanto, não foi possível identificar esse mesmo canal no RC. Assim sendo trocou-se o canal atribuído à troca de *Flight Mode* para o canal 6, que tem três posições.

É possível atribuir até oito *Flight Modes* diferentes ao piloto automático, para depois alternar entre eles quando necessário. No entanto como o canal 6 do RC apenas tem três posições diferentes, apenas se definiram três *Flight Modes*. No ANEXO E estão descritos todos os *Flight Modes* que foram utilizados, quer em testes ou em voos, nesta prova de conceito.

A primeira configuração de *Flight Modes* introduzida, e utilizada nos testes do subcapítulo 4.4, foi “Q_STABILIZE” na 1ª posição, “MANUAL” na 2ª posição e “Q_STABILIZE” na 3ª posição. Todos os modos iniciados pela letra “Q” dizem respeito a *flight modes quadplane*. Neste sentido, os dois modos introduzidos foram os modos manuais para voo vertical em *quadcopter*, e voo horizontal em asa fixa.

Um último procedimento necessário antes de cada operação, seja de teste ou de voo, para a aeronave poder voar é armar o piloto automático. Esta é uma ação que, na prática, ativa os motores para os comandos do *throttle* (canal 3) do RC, ou seja, após o avião estar armado, qualquer comando de potência acionará os motores. Com o avião desarmado o comando de *throttle* não tem qualquer efeito. A aeronave pode ser armada e desarmada de duas maneiras: através da GCS, ou colocando o joystick do throttle completamente para baixo e para a direita para armar, e completamente para baixo e para a esquerda para desarmar. Para que este último procedimento seja possível é necessário que o parâmetro “ARMING_RUDDER” tenha o valor “2” (2 = armar e desarmar; 1 = armar apenas; 0 = desativado).

Apesar de não ter sido implementada a característica *tilt-rotor*, esta era possível de configurar no piloto automático. Para tal era necessário instalar junto aos motores da frente (os que rodam 90º) um servo em cada um deles. Esse servo seria ligado aos canais auxiliares nº1 e 2 do *Pixhawk*. Para isso seria necessário configurar o parâmetro “SERVO9_OUTPUT” com o valor 75 (para o motor esquerdo) e o “SERVO10_OUTPUT” com o valor 76 (para o motor direito). Para além disso, existem parâmetros necessários de configurar no AP, são eles

- “Q_TIL_MASK” com o número 3, significando que os *tilt-rotor* são os dois motores da frente;
- “Q_TILT_TYPE” com o número 0, referente a uma passagem continua entre os 0º e os 90º, podendo ser utilizado qualquer valor entre esses dois extremos. (existem ainda as opções de 1 para uma passagem binária – onde apenas se define 0º ou 90º – e 2 para vetorizada – onde se pode controlar o ângulo em cada um dos motores de forma independente);
- “Q_TILT_RATE_UP” e “Q_TILT_RATE_DN” controlam a velocidade com que se dá a rotação dos motores.

ANEXO D – Ligações dos motores e servos no Pixhawk

Tendo previamente configurado o AP com o *firmware ArduPlane*, bem como ativado o parâmetro de configuração “Q_ENABLED” para o valor “2” (dois), este, por defeito, atribui os diversos canais de saída do *Pixhawk* aos respetivos controladores de acordo com a Tabela 14.

Tabela 14 - Canais de saída do Pixhawk e respetivas superfícies a controlar.

<i>Canal de saída do Pixhawk</i>	<i>Controlador do aeromodelo</i>
<i>MAIN 1</i>	Aileron
<i>MAIN 2</i>	Leme do estabilizador horizontal
<i>MAIN 3</i>	Força propulsora do motor nº 5
<i>MAIN 4</i>	Leme do estabilizador vertical
<i>MAIN 5</i>	Força propulsora do motor nº 1
<i>MAIN 6</i>	Força propulsora do motor nº 2
<i>MAIN 7</i>	Força propulsora do motor nº 3
<i>MAIN 8</i>	Força propulsora do motor nº 4

Neste sentido, foi ligada cada uma das superfícies bem como os cinco motores, ao respetivo canal de saída do piloto automático, como se pode ver na Figura 44.

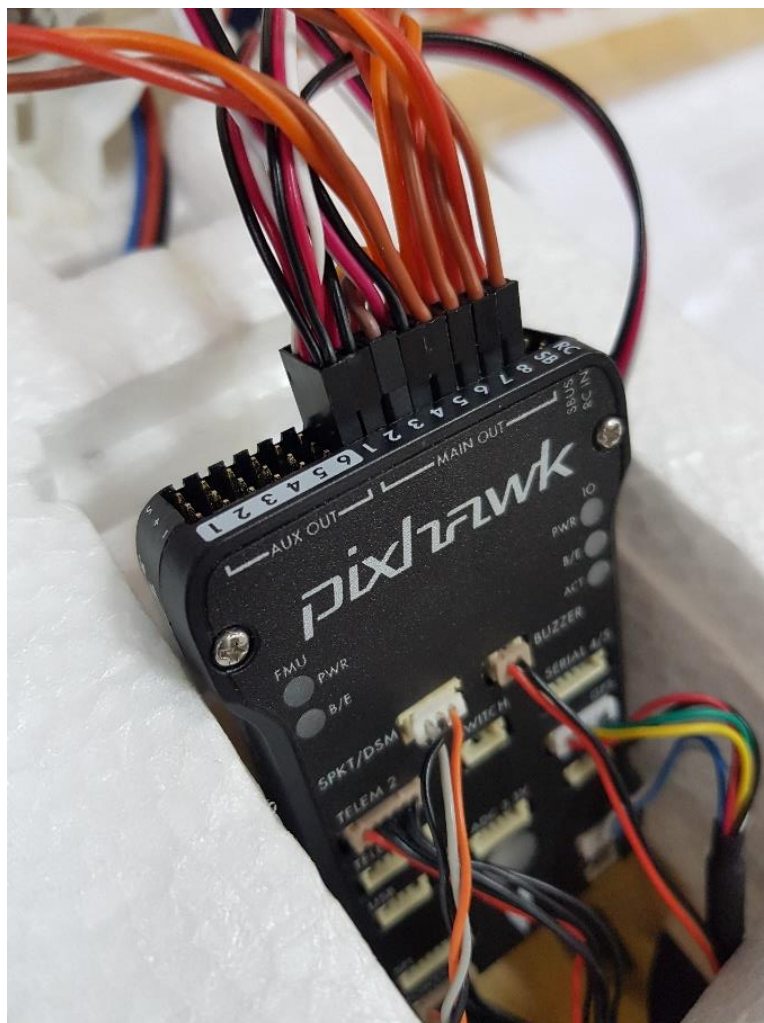


Figura 44 - Ligações nas saídas do Pixhawk.

As ligações nºs 1, 2, 3 e 4 foram feitas diretamente com os respectivos cabos já existentes na aeronave de asa fixa do tipo *skywalker* a adaptar, pois esta já estava equipada com servos nas superfícies, e um motor traseiro (correspondente ao motor nº5) para assegurar a propulsão horizontal. As restantes ligações nºs 5, 6, 7 e 8, correspondem, respetivamente, aos motores nºs 1, 2, 3 e 4 e foram feitas com os cabos já existentes nos motores adaptados da plataforma *H-quad*. No entanto, estes cabos não tinham tamanho suficiente, e foi necessário prolongar os mesmos, através de extensões simples com a mesma ficha de ligação, para que se pudessem ligar os motores do *quadplane* ao Pixhawk.

ANEXO E – *Flight Modes*

Durante os teste e voos da aeronave da PoC utilizaram-se diferentes modos de voo (traduzido do inglês, *flight modes*), que podiam ser configurados no *Mission Planner*. Cada um desses modos tem características diferentes e objetivos diferentes. Todos o *flight modes* iniciados com a letra “Q” são referentes ao voo em *quadplane*, e os restantes ao voo em asa fixa. De seguida enumeram-se os modos de voo utilizados e descreve-se o seu significado, de acordo com ArduPilot Dev Team (2019):

- Modos de voo em asa fixa:
 - “MANUAL”: este é o modo onde o utilizador controla por completo todas as superfícies e ajustes de potência. Não são feitas compensações por parte do piloto automático, exceto em caso de *failsafe* (quando é detetada alguma anomalia que comprometa o desenrolar da missão), e a partir daí será o piloto automático a controlar a aeronave conforme previamente determinado;
 - “FBWA”: este é o modo de voo mais utilizado, por ser o mais simples de usar. É o piloto automático que controla o limite de pranchamento a executar. Mesmo que o utilizador leve o *joystick* dos ailerons completamente à esquerda ou direita, o avião não pranchará, por imposição do piloto automático, para além do limite estabelecido no parâmetro “LIM_ROLL_CD”. O mesmo para os comandos do leme horizontal; com o *joystick* que controla o *pitch* inteiramente à frente ou atrás, o nariz não sobe nem desce para além do valor de “LIM_PITCH_MAX” e “LIM_PITCH_MIN” respetivamente. Apesar deste controlo, o *throttle* continua a ser totalmente comandado pelo utilizador;
- Modos de VTOL: Em todos os seguintes modos de voo é o piloto automático que estabiliza os eixos de *roll*, *pitch* e *yaw*, apesar destes

serem comandados pelo utilizador. Assim, se, por exemplo, se levar o joystick do *pitch* à frente, a aeronave vai baixar o nariz e deslocar-se em frente, como um *quadcopter*, no entanto, assim que o utilizador cessa esse comando e coloca o novamente neutral, o piloto automático estabiliza a anterior atitude, nivelando a aeronave. A diferença entre os três seguintes modos prende-se com a manutenção de altitude e/ou posição por parte do piloto automático, conforme:

- “QSTABILIZE”:
 - Altitude: não controla;
 - Posição: não controla;
- “QHOVER”:
 - Altitude: controla. Neste modo o piloto automático controla o *throttle* de modo a manter a mesma altitude;
 - Posição: não controla;
- “QLOITER”
 - Altitude: controla. Funciona como o modo “QHOVER”;
 - Posição: controla. O piloto automático utiliza os movimentos de *roll*, *pitch* e *yaw* para manter a posição;

ANEXO F – Testes dos motores e calibrações

Para que o aeromodelo consiga ter força propulsora adequada nas várias fases de operação, nomeadamente na descolagem e aterragem verticais, e em linha de voo, é necessário que os ESC controlem o regime correto a que os motores têm de operar, para assegurar que a aeronave, em último caso, não caia descontroladamente. No fundo, este procedimento de calibração consiste em atribuir o maior valor de *Pulse Width Modulation* (PWM) que o RC do utilizador envia, à maior força propulsora que os motores conseguem gerar. É igualmente necessário atribuir o menor valor de PWM do RC ao menor valor de força propulsora. Normalmente para este caso específico é quando os motores estão em *idle*.

Para isso, segundo ArduPilot Dev Team (2019) o procedimento de calibração é composto pelas seguintes etapas:

- Ativar o parâmetro “Q_ESC_CAL” com o valor “1”. Isto significa que, quando o avião é armado, a força propulsora dos motores fica dependente da posição do *throttle* no RC (canal 3 do RC), ou seja, se o avião for armado com o *joystick* na sua posição mínima, os motores iniciarão em *idle*. Caso contrário, se o valor do parâmetro “Q_ESC_CAL” for “2”, quando o avião é armado, os ESC automaticamente colocam os motores em *full throttle*, e isso, neste caso, não é pretendido;
- Remover a ligação do *3DR Power Module* que alimenta o piloto automático e liga-lo por USB à GCS;
- Colocar o aeromodelo em modo “QSTABILIZE”;
- Armar o piloto automático. A partir deste momento o canal 3 do RC, está a controlar o motores;
- Mover o canal 3 do RC (*throttle*) para o máximo;
- Ligar a fonte de corrente de modo a alimentar eletricamente os motores;

- Esperar até ouvir um aviso sonoro por parte dos ESC, informando utilizador que foi registado o mais valor de PWM, correspondente à maior força propulsora;
- Reduzir o *throttle* no RC para o valor mínimo;
- Desarmar o avião;
- Esperar até ouvir um segundo aviso sonoro a informar que foi registado o valor mínimo de PWM, correspondente aos motores em *idle*;

A partir deste momento os ESC estão calibrados.

Para testar o funcionamento dos motores ligou-se novamente o *Pixhawk* à fonte de corrente através da ligação *3DR Power Module* e desconetou-se a ligação USB. Posteriormente armou-se o avião. Quando se oscilou o *throttle* no comando RC também os motores responderam ao *input* que era feito. O procedimento de calibração foi feito para os quatro motores *quadplane* e para o quinto motor, já previamente instalado na aeronave e utilizado em linha de voo de asa fixa

ANEXO G – Lições aprendidas

G.1 Servos

O teste dos servos que controlam as superfícies foi o primeiro a ser executado como validação de pré-voo. Para isso desconectaram-se todas as ligações às saídas do *Pixhawk*, exceto os canais de aileron e lemes de profundidade e direção. Ligou-se o RC do utilizador e de seguida a bateria para fornecer energia elétrica ao aeromodelo. Este é um procedimento de segurança a adotar quando se operam UAV controlados por RC: primeiro liga-se o RC do utilizador e só depois a energia elétrica da aeronave. Estando a luz *led* do AP em azul intermitente – condição para fazer o teste– defletiram-se os comandos do RC de aileron, leme horizontal e leme vertical, nomeadamente os canais 1, 2 e 4, e não se obteve nenhuma resposta por parte do avião. Isto levou a pensar em primeiro lugar que poderia haver alguma falha na configuração dos canais de saída do *Pixhawk* ou na atribuição da respetiva correspondência entre os canais do RC, dos canais de saída do *Pixhawk* e das superfícies a controlar.

Para tentar resolver este problema, desconectou-se a bateria e ligou-se o piloto automático à GCS por USB. Instalou-se novamente o *firmware ArduPlane* e ativou-se o parâmetro “Q_ENABLED” para o valor 2 (dois). Ligou-se novamente o AP através da bateria, já desconectado da ligação USB e testaram-se novamente os canais 1, 2 e 4 no RC do utilizador. Mais uma vez não se obteve resposta por parte do avião. Por algum motivo o piloto automático não estava a fornecer energia aos servos, no entanto todos os indicadores do piloto automático estavam corretos, ou seja, não havia nenhuma anomalia nas luzes *led* nem nos avisos sonoros.

De acordo com ArduPilot Dev Team (2019), este modelo de piloto automático possui a característica de necessitar de pelo menos um ESC ligado nos seus canais de saída para ser fornecida energia elétrica aos restantes canais. Por este motivo, quando foram testados os servos com todos os motores desconectados nenhum

servo respondeu aos comandos, mas após ligar um ESC, como se pode ver na Figura 26, todos passaram a responder aos comandos do RC.

Depois dos servos estarem a funcionar verificou-se se respondiam corretamente aos comandos pretendidos pelo utilizador, facto que se verificou. Considera-se efetuado o teste dos servos.

Após efetuar o teste dos servos, com a bateria ligada ao aeromodelo, os cabos dos motores desconectados do AP e após um período de inatividade não superior a noventa minutos de movimentos do RC do utilizador, ou de instruções por parte da GCS, verificou-se que a bateria se apresentava inchada e mais quente do que quando foi ligada. Tentou-se movimentar os servos através do RC, mas estes não responderam. Mediu-se a diferença de potencial nos terminais da bateria e esta apresentava 4,5 V, valor extremamente baixo. Conclui-se que a bateria tinha descarregado por completo. Este fenómeno despertou a atenção para o facto da montagem de todo o aeromodelo consumir uma quantidade elevada de energia elétrica, mesmo com o piloto automático e servos das superfícies em inatividade. Por este motivo, nos testes seguintes utilizou-se uma fonte de alimentação para controlar a energia elétrica induzida no avião. Esta mesma fonte foi programada com uma diferença de potencial de 12,6 V e intensidade de corrente de 10 A.

G.2 Motores

Apesar da calibração e da resposta dos motores ao comando do RC, os motores não responderam de igual forma à força propulsora que era requisitada, ou seja, levando o *joystick* do *throttle* à frente, os quatro motores respondiam, aumentando a sua rotação, mas passado poucos segundos os dois motores da esquerda da aeronave deixavam de funcionar, ou, caso se aumentasse o *throttle* no RC, não operavam no mesmo regime dos motores da direita. Isto era possível de verificar não só na prática através do som que os próprios motores produziam, como também dos valores de PWM que estavam a ser enviados do piloto automático para os servos, e que se podiam observar na aba “*Servo Outputs*” no *Mission Planner*.

Para se perceber a origem do problema mediu-se a diferença de potencial na entrada dos ESC dos motores que deixavam de funcionar. A leitura efetuada foi de 12,4 V. Este valor está coerente com o valor da fonte (12,6 V) devido à resistência dos cabos que levam a energia até aos motores. Assim conclui-se que o valor medido na entrada dos ESC não era motivo da anormalidade de funcionamento dos motores esquerdos, comparativamente aos direitos.

Outro motivo que poderia fazer com que os motores não operassem de modo correto era o próprio ESC. Para averiguar essa possibilidade trocou-se o ESC que controla o motor nº2 (o motor traseiro do lado esquerdo) por um exatamente igual, mas novo. Testou-se novamente a resposta do *throttle* nos quatro motores *quadplane* e obteve-se precisamente o mesmo resultado: os dois motores do lado esquerdo deixavam de funcionar. Não se verificou nenhuma diferença entre os motores nº3 e nº2 (ambos do lado esquerdo, mas o nº2 com um ESC novo). Devido a este resultado acreditou-se que o problema poderia não ser do ESC, mas sim dos motores. Uma vez reposto o ESC antigo no motor nº2, trocou-se esse mesmo motor por um outro novo, e igual ao anterior. Testou-se novamente os quatro motores, levando o *throttle* ao máximo e reduzindo-o gradualmente até *idle*. Obteve-se o mesmo resultado dos testes anteriores: os motores esquerdos paravam, enquanto os da direita ainda estavam a funcionar.

Tendo despistado algumas possibilidades para o anormal funcionamento aparente dos motores esquerdos, retirou-se o motor nº2 novo, recentemente instalado e reinstalou-se o antigo, mas antes de o ligar ao ESC mediu-se a sua resistência interna, cujo valor era de 3 Ω , normal para aquele tipo e especificidade de motor. Mediu-se também a resistência do motor nº4 (que funcionava corretamente) e obteve-se o mesmo valor de 3 Ω . Assim concluiu-se que o problema também não era dos motores.

Não havendo irregularidades nos cabos nem na diferença de potencial nos terminais dos mesmos, antes dos ESC, nos ESC dos motores, nos motores, nem na resistências internas dos mesmos, a causa da assimetria de rotações por minuto (RPM) dos motores direitos e esquerdos poderia estar relacionada com o piloto

automático em si. Durante todos os testes anteriores o AP esteve posicionado fora do aeromodelo com as ligações montadas, mas nunca na sua posição final de montagem. Devido a esta posição, este poderia estar a assumir uma determinada atitude de voo e, automaticamente, tentar corrigi-la através da força propulsora que cada motor individualmente consegue gerar.

A fim de apurar se a posição do AP estava de alguma forma a influenciar a assimetria de operação dos motores, colocaram-se novamente os mesmos em funcionamento e alterou-se a posição do *Pixhawk*, rodando-o nos três eixos. À medida que se alterava a posição do piloto automático os motores alteravam automaticamente o seu regime de funcionamento, numa tentativa de corrigir o avião para a sua posição original, como se este estivesse a sofrer uma perturbação. Assim percebeu-se que a aparente anormalidade de funcionamento dos motores nada mais era do que o próprio *Pixhawk* a corrigir-se a ele próprio, no entanto, na prática, tal não era possível pois não só ele não estava montado no avião (estava simplesmente pousado sobre o mesmo) como os motores não tinham os hélices colocados. Assim, quando o piloto automático começava a corrigir a suposta perturbação, dando mais potência a um lado do que ao outro, a sua posição não se alterava, e a correção continuava, reduzindo os motores de um dos lados (o lado que o *Pixhawk* considerava que tinha a asa em cima), até que acabou por reduzir por completo os motores do lado esquerdo. Com isto concluiu-se que os motores dependiam, já nesta fase, do AP para gerarem força propulsora adequada. Para além disso depreendeu-se também que os quatro motores estavam a funcionar corretamente e devidamente calibrado.