



ESCOLA NAVAL



talant de biefaire

Joel Martins

**Projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado de
baixo custo para ampliar as capacidades
operacionais da Marinha Portuguesa**

**Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Ciências Militares Navais, na especialidade de Engenharia
Naval Ramo de Mecânica**



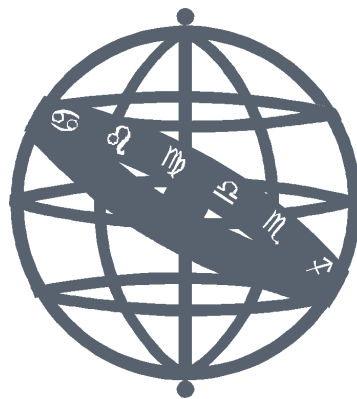
Alfeite

2021



ESCOLA NAVAL

talant de bi-faire



Joel Martins


Projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado de baixo custo para ampliar as capacidades operacionais da Marinha Portuguesa

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em Ciências Militares Navais, na especialidade de Engenharia Naval Ramo de Mecânica

Orientação de: Hugo Filipe Diniz Policarpo

Co-orientação de: Frederico José Prata Rente Reis Afonso

O Aluno Mestrando,


Joel Martins

O Orientador,


Hugo Policarpo

"Failure is an option here. If things are not failing you are not innovating."

Elon Musk (2018)

Dedico este trabalho ao meu pai, à minha mãe e ao meu irmão!

Agradecimentos

Gostaria de agradecer a orientação do Professor Hugo Policarpo e a coordenação do Professor Frederico Afonso, por todo o tempo disponibilizado, o apoio demonstrado, o conhecimento partilhado, por me darem todas as ferramentas que precisei para trabalhar, o auxílio e o acompanhamento no desenvolvimento deste trabalho e a ajuda prestada na resolução de problemas. Mais uma vez gostaria de deixar o meu Muito Obrigado a ambos, com votos de enorme sucesso pessoal e profissional.

Resumo

Este trabalho surge em resposta à Diretiva Estratégica da Marinha 2018 (DEM 2018), que define como objetivo "aumentar a prontidão das unidades operacionais e o seu empenhamento no apoio à política externa", através do desenvolvimento de capacidades no âmbito dos veículos não tripulados.

Numa fase inicial deste trabalho será realizado um levantamento de especificações e requisitos, tendo como base as necessidades da Marinha Portuguesa, nos quais serão debatidas possíveis missões de interesse a realizar por veículos aéreos não tripulados (VANTs).

Após identificar o problema do trabalho, são estabelecidas as especificações e os requisitos finais para o VANT a projetar, seguindo-se um estudo de mercado e investigação de soluções já existentes que apresentem capacidades operacionais similares. Tendo como base o conhecimento recolhido, tem início o projeto conceptual, que consiste numa análise, principalmente, qualitativa das principais características do VANT. Nesta fase são ainda debatidas várias configurações dos principais componentes do VANT (a asa, a cauda, a fuselagem, o sistema de propulsão e as superfícies de controlo), contemplando as vantagens e desvantagens, que mais se adequem às missões a desempenhar. Por fim, pretende-se aplicar um processo analítico hierárquico para selecionar a configuração final à luz das diversas vantagens e desvantagens identificadas.

Uma vez definida a configuração do VANT, prossegue-se com o projeto conceptual do VANT, efetuando o dimensionamento inicial do VANT, que inclui o projeto da asa principal, dos estabilizadores horizontal e vertical, da fuselagem, do sistema de propulsão e das superfícies de controlo.

Neste trabalho obteve-se o projeto conceptual de um VANT elétrico, com a envergadura de 3 m e a capacidade de transportar uma carga até 2,5 kg (por exemplo, uma câmara do tipo *gimbal* para efetuar vigilância marítima durante 2 h, com um custo aproximado de 2 600 €. O VANT pode ser operado, exclusivamente, a partir de um navio, sendo lançado por uma catapulta e recolhido por uma rede.

Palavras-chave: Veículos Aéreos Não Tripulados, UAV, Projeto Aeronáutico, Vigilância Marítima, Reconhecimento

Abstract

This work arises in response to the 2018 Navy's Strategic Directive, which sets the objective of "increasing the readiness of operational units and their commitment to support the foreign policy", through the development of unmanned vehicles' capabilities.

At the initial phase of this work, a survey of specifications and requirements will be performed, based on the needs of the Portuguese Navy, discussing the interest of possible missions that unmanned aerial vehicles (UAV) may be execute.

After the problem identification, the specifications and final requirements are established for the UAV design project, followed by a market study and an investigation of existing solutions that may have similar operational capabilities. Based on the previous knowledge, the conceptual project begins, which consists mainly in a qualitative analysis of the main characteristics of the UAV. At this stage, various configurations of the main components of the UAV (the wing, the tail, the fuselage, the propulsion system and the control surfaces) are also discussed, including advantages and disadvantages, which are best suited to the missions to be performed. Finally, it is intended to apply a hierarchical analytical process in order to select the final configuration, based on the various advantages and disadvantages identified.

Once the UAV configuration is defined, the conceptual design process proceeds with the initial sizing of the UAV, that includes the design of the main wing, the horizontal and vertical tail, the fuselage, the propulsion system and the control surfaces.

In this work, the conceptual design of an electric UAV was achieved, with a wingspan of 3 m and the capacity to carry a payload up to 2,5 kg (for example, a UAV gimbal) in order to perform maritime surveillance for 2 h. The UAV can be operated, exclusively, from a ship, designed to be catapult-launched and recovered by net.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, UAV, Design Project, Maritime Surveillance, Reconnaissance

Índice

Introdução	1
1 Motivação e Contextualização	7
1.1 Motivação	7
1.2 Contextualização	8
1.3 Identificação do Problema	10
1.4 Missão	13
1.5 Projeto Aeronáutico	14
1.6 Objetivos	14
1.7 Estrutura	14
2 Projeto Conceptual - Fase 1	17
2.1 Plano da Missão	17
2.2 Requisitos	18
2.3 Detalhes do Projeto	19
2.3.1 Asa Principal	19
2.3.2 Estabilizador Horizontal e Vertical	20
2.3.3 Propulsão	22
2.3.4 Trem de Aterragem	23
2.3.5 Superfícies de Controlo	25
2.4 Estudo de Mercado	26
2.4.1 Aeromapper EV2	26
2.4.2 Aeromapper Talon	26
2.4.3 Aeronautics Defense Orbiter 3	27
2.4.4 AgEagle RX48	28
2.4.5 Bayraktar Mini UAV	29
2.4.6 Brican TD100	29
2.4.7 DT 18	30
2.4.8 eBee SQ	30
2.4.9 Flyeye Mini UAS	31

2.4.10	Freya	32
2.4.11	Litus	33
2.4.12	Lockheed Martin Stalker XE VTOL	33
2.4.13	Penguin BE	34
2.4.14	Ranger	35
2.4.15	Tiguar C	35
2.5	Escolha da Configuração	37
3	Projeto Conceptual - Fase 2	41
3.1	Massa Máxima à Descolagem	41
3.1.1	Resultados	44
3.2	<i>Design Point</i>	45
3.2.1	Resultados	47
3.3	Projeto da Asa Principal	48
3.3.1	Forma da Secção da Asa	49
3.3.2	Geometria da Planta da Asa	58
3.3.3	Coefficiente de Sustentação 3D	58
3.3.4	Coefficiente de Resistência Aerodinâmica	60
3.3.5	Resultados	62
3.4	Projeto do Estabilizador Vertical e Horizontal	62
3.4.1	Resultados	66
3.5	Projeto da Fuselagem	66
3.5.1	Forma da Fuselagem	67
3.5.2	Coefficiente de Resistência Aerodinâmica	69
3.5.3	Câmara <i>Gimbal</i>	70
3.5.4	Resultados	72
3.6	Propulsão	73
3.6.1	Resultados	74
3.7	Projeto Estrutural	75
3.7.1	Envelope de Manobra	75
3.7.2	Envelope de Rajada	76
3.7.3	Diagrama V-n	77
3.8	Estabilidade Estática	78
3.8.1	Estimativa Refinada da Massa	79
3.8.2	Estabilidade Longitudinal	80
3.8.3	Resultados	83
4	Configuração/Projeto Final	85

4.1	Modelo CAD 3D	85
4.2	Estimativa de Custo	87
4.3	Características Finais	87
	Conclusão	87
	Bibliografia	91
	A Base de Dados: VANTs do Mercado	93

Lista de Figuras

1	Exemplos de VANTs estratégicos	2
2	Exemplos de VANTs operacionais	3
3	Exemplos de VANTs táticos	3
4	Classificação dos VANTs (NATO Standard, 2014)	6
1.1	Região de Busca e Salvamento	8
1.2	VANTs da <i>UAVision</i> pertencentes ao protocolo com a Marinha	10
1.3	Fluxograma do projeto aeronáutico (Souza Filho, 2018)	15
2.1	Plano de Voo	18
2.2	Configurações alternativas da asa principal (Sadraey, 2013)	21
2.3	Configurações alternativas da cauda (Sadraey, 2013)	22
2.4	Configurações alternativas da propulsão (Sadraey, 2013)	23
2.5	Aeromapper EV2	26
2.6	Aeromapper Talon	27
2.7	Aeronautics Defense Orbiter 3	28
2.8	AgEagle RX48	28
2.9	Bayraktar Mini UAV	29
2.10	Brican TD100	30
2.11	DT 18	31
2.12	eBee SQ	31
2.13	Flyeye Mini UAS	32
2.14	Freya	33
2.15	Litus	34
2.16	Lockheed Martin Stalker XE VTOL	34
2.17	Penguin BE	35
2.18	Ranger	36
2.19	Tiguar C	36
3.1	Gráfico de SF em função do MTOM	44
3.2	Gráfico de SF em função do AR	44
3.3	Gráfico do <i>design point</i>	48

3.4	Gráfico de $C_{L_{max}}$ em função do $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ (Corke, 2001)	50
3.5	Gráfico de $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ em função do M_{design} (Corke, 2001)	50
3.6	Análise da performance das formas da secção transversal com $\left(\frac{t}{c}\right)_{max} = 12\%$ através do programa XFLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l em função de X_{trt} e gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)	52
3.7	Análise da performance das formas da secção transversal com $\left(\frac{t}{c}\right)_{max} = 14\%$ através do programa XFLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l em função de X_{trt} e gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)	53
3.8	Análise da performance das formas da secção transversal com $\left(\frac{t}{c}\right)_{max} = 15\%$ através do programa XFLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l em função de X_{trt} e gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)	54
3.9	Quadro-resumo dos resultados obtidos na análise efetuada através do XFLR5 das diversas formas da secção transversal em estudo	55
3.10	Forma da secção transversal da NACA 2412	56
3.11	Análise da performance das formas da secção transversal NACA 2412, 2414 e 2415 através do programa XFLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l em função de X_{trt} e gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)	57
3.12	Distribuição da sustentação gerada por uma plataforma trapezoidal (na parte superior) e elíptica (na parte inferior) (Corke, 2001)	59
3.13	Dados históricos do <i>sweep angle</i> no bordo de ataque em função do número de Mach (Corke, 2001)	59
3.14	Projeto da asa principal em SolidWorks	63
3.15	Forma da secção transversal da NACA 0009	64
3.16	Forma da secção transversal da NACA 0012	64
3.17	Análise da performance das formas da secção transversal NACA 0009 e 0012 através do programa XFLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l em função de X_{trt} e gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)	65

3.18	Projeto do estabilizador vertical em SolidWorks	67
3.19	Projeto do estabilizador horizontal em SolidWorks	68
3.20	Projeto da cauda em SolidWorks	68
3.21	Evolução do coeficiente de arrasto em função da razão de finura (Corke, 2001)	68
3.22	Forma de Sears-Haack (Corke, 2001)	69
3.23	Projeto da fuselagem em SolidWorks	69
3.24	Exemplos de câmaras tipo <i>gimbals</i>	71
3.25	Posições alternativas da <i>UAV gimbal</i> (Gundlach, 2012)	72
3.26	Rendimento do hélice para condições de cruzeiro (Corke, 2001) . . .	74
3.27	<i>Envelope de manobra</i>	76
3.28	Gráfico da variação da velocidade do vento em função da altitude para diferentes condições de voo (Corke, 2001)	77
3.29	<i>Envelope de rajada</i>	78
3.30	Diagrama V-n	78
3.31	3 Graus de liberdade	79
3.32	Cálculo da margem estática para $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$ através do programa XFLR5: gráfico de $\left(\frac{L}{D}\right)$ em função de C_m , gráfico de V em função de C_m , grá- fico de C_m em função de α e gráfico de $\left(\frac{L}{D}\right)$ em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo) . .	82
4.1	Modelo CAD 3D do VANT em SolidWorks	85
4.2	Vistas	86
4.3	Modelo CAD 3D do VANT com a câmara <i>gimbal</i> em SolidWorks . .	87
4.4	Esquema dos componentes da fuselagem	87

Lista de Tabelas

1.1	Principais características dos VANTs da <i>UAVision</i> pertencentes ao protocolo com a Marinha	10
3.1	Características e resultados da estimativa inicial do MTOM	45
3.2	Características e resultados da determinação do <i>design point</i>	48
3.3	Valores do fator de interferência, Q , para diferentes configurações (Corke, 2001)	61
3.4	Características e resultados da asa principal	62
3.5	Características e resultados do estabilizador vertical	66
3.6	Características e resultados do estabilizador horizontal	67
3.7	Principais características da <i>UAV gimbal</i> USG 212 EO/IR Gimbal	71
3.8	Características e resultados do projeto da fuselagem	72
3.9	Características e resultados da sistema de propulsão	75
3.10	Características e resultados da estimativa inicial do MTOM	83
4.1	Estimativa inicial de custo do VANT	88
4.2	Características finais do VANT	88
A.1	Base de dados: VANTs de mercado (adaptado de Coelho, 2019)	94

Lista de Abreviaturas

AAN	Autoridade Aeronáutica Nacional
AEM	Massa em vazio disponível ou <i>Available Empty Mass</i>
AEUE	Autonomia Estratégica da União Europeia
AMN	Autoridade Marítima Nacional
AoA	Ângulo de ataque ou <i>Angle of Attack</i>
AR	Alongamento ou <i>Aspect Ratio</i>
CAD	Desenho assistido por computador ou <i>Computer Aided Design</i>
CEDN	Conceito Estratégico da Defesa Nacional
CEM	Conceito Estratégico Militar
CEMA/AMN	Chefe do Estado-Maior da Armada e da Autoridade Marítima Nacional
CG	Centro de Gravidade
CPLP	Comunidade dos Países de Língua Portuguesa
CTOL	Descolagem e aterragem convencional ou <i>Conventional Take-Off and Landing</i>
DEM	Diretiva Estratégica da Marinha
DoD	Departamento da Defesa dos EUA ou <i>Department of Defense</i>
EEINP	Espaço Estratégico de Interesse Nacional Permanente
EH	Esquadilha de Helicópteros
EUA	Estados Unidos da América
FAP	Força Aérea Portuguesa
FFAA	Forças Armadas
GT-VENT	Grupo de Trabalho para o desenvolvimento de Veículos Não Tripulados
HALE	Alta altitude e longa autonomia ou <i>High-Altitude Long-Endurance</i>
HTOL	Descolagem e aterragem horizontal ou <i>Horizontal Take-Off and Landing</i>
I&D	Investigação & Desenvolvimento
IOA	Instruções Operacionais da Armada

ISR	Inteligência, vigilância e reconhecimento ou <i>Intelligence, Surveillance and Reconnaissance</i>
LA	Linha de Ação
MALE	Média altitude e longa autonomia ou <i>Medium-Altitude Long-Endurance</i>
MIFA	Missões das Forças Armadas
NP	Ponto neutro ou <i>Neutral Point</i>
MTOM	Massa máxima à decolagem ou <i>Maximum Take-Off Mass</i>
MTOW	Peso máximo à decolagem ou <i>Maximum Take-Off Weight</i>
NACA	<i>National Advisory Committee for Aeronautics</i>
NATO	Organização do Tratado do Atlântico Norte ou <i>North Atlantic Treaty Organization</i>
NPO	Navio Patrulha Oceânico
OE	Objetivo Estratégico
ONU	Organização das Nações Unidas
OTAN	Organização do Tratado do Atlântico Norte
REM	Massa em vazio requerida ou <i>Required Empty Mass</i>
SAR	Busca e salvamento ou <i>Search And Rescue</i>
SF	Fator Estrutural ou <i>Structural Factor</i>
TN	Território Nacional
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VTOL	Decolagem e aterragem vertical ou <i>Vertical Take-Off and Landing</i>
UAS	Sistema aéreo não tripulado ou <i>Unmanned Aerial System</i>
UAV	Veículo aéreo não tripulado ou <i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UE	União Europeia

Lista de Símbolos

AEM	Massa em vazio disponível (<i>available empty mass</i>)	kg
AR	Alongamento (<i>aspect ratio</i>)	
A_{wet}	Área molhada da fuselagem	m ²
b	Envergadura da asa (<i>wingspan</i>)	m
b_{VT}	Envergadura do estabilizador vertical	m
b_{HT}	Envergadura do estabilizador horizontal	m
c	Comprimento da corda aerodinâmica (<i>aerodynamic chord length</i>)	m
\bar{c}	Comprimento da corda aerodinâmica média (<i>mean aerodynamic chord length</i>)	m
C_D	Coefficiente de resistência aerodinâmica (<i>drag coefficient</i>)	
C_{D_o}	Coefficiente mínimo de resistência aerodinâmica (<i>base drag coefficient</i>)	
C_f	Coefficiente de fricção	
C_{HT}	Coefficiente de volume do estabilizador horizontal	
C_{VT}	Coefficiente de volume do estabilizador vertical	
C_L	Coefficiente sustentação (<i>lift coefficient</i>)	
$C_{L_{max}}$	Coefficiente máximo de sustentação (<i>maximum lift coefficient</i>)	
C_m	coeficiente de momento de picada (<i>Pitching moment coefficient</i>)	
C_{root}	Comprimento da corda aerodinâmica na origem da asa (<i>root aerodynamic chord</i>)	m
C_T	Coefficiente impulsivo propulsivo (<i>thrust coefficient</i>)	
C_{tip}	Comprimento da corda aerodinâmica na extremidade da asa (<i>tip aerodynamic chord</i>)	m
D	Força de resistência aerodinâmica (<i>drag</i>)	
D_f	Diâmetro máximo da fuselagem	m
$D_{propeller}$	Diâmetro do propulsor	m
e_f	Coefficiente de Oswald	
f	Razão de finura (<i>fineness ratio</i>)	

F	Fator de forma (<i>form factor</i>)	
$f_{battery}$	Percentagem de bateria a utilizar em voo	
F_f	Força de resistência aerodinâmica devido à fricção (<i>friction drag</i>)	N
F_w	Força de resistência aerodinâmica devido ao efeito de onda (<i>wave drag</i>)	N
g	Aceleração da gravidade	m/s ²
H	Altitude	m
J	<i>Advance ratio</i>	
L	Força de sustentação (<i>lift</i>)	
$\left(\frac{L}{D}\right)$	Coefficiente de planeio (<i>lift-to-drag ratio</i>)	
$\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$	Coefficiente máximo de planeio (<i>maximum lift-to-drag ratio</i>)	
$l_{fuselage}$	Comprimento da fuselagem	m
l_{tail}	Comprimento entre o centro aerodinâmico da asa principal e da cauda	m
l_{HT}	Comprimento entre o centro aerodinâmico da asa principal e do estabilizador horizontal	m
l_{VT}	Comprimento entre o centro aerodinâmico da asa principal e do estabilizador vertical	m
M	Número de Mach	
$M_{battery}$	Massa da bateria (<i>battery mass</i>)	kg
M_{eff}	Número de Mach efetivo	
M_{empty}	Massa em vazio (<i>empty mass</i>)	kg
M_{fuel}	Massa de combustível (<i>fuel mass</i>)	kg
$M_{payload}$	Massa da carga (<i>payload mass</i>)	kg
$M_{take-off}$	Massa máxima à decolagem (<i>maximum take-off mass - MTOM</i>)	kg
M_∞	Número de Mach de projeto	
n	Número de rotações por segundo da hélice	rot/s
n_+	Fator de carga positivo (<i>positive load factor</i>)	
n_-	Fator de carga negativo (<i>negative load factor</i>)	
P	Potência (<i>power</i>)	W
q	Pressão dinâmica	Pa
Q	Fator de interferência (<i>interference factor</i>)	
$R_{electric}$	Alcance (<i>range</i>)	m
Re_x	Número de Reynolds	
REM	Massa em vazio requerida (<i>required empty mass</i>)	kg

S_{wing}	Área da asa principal (<i>wing area</i>)	m^2
$SE_{battery}$	Energia específica da bateria (<i>specific energy</i>)	Wh/kg
SF	Fator estrutural (<i>structure factor</i>)	
S_{HT}	Área do estabilizador horizontal	m^2
S_{VT}	Área do estabilizador vertical	m^2
S_{wet}	Área molhada (<i>wetted area</i>)	m^2
t	Tempo	s
$t_{mission}$	Tempo de missão ou autonomia	h
$t_{mission-res}$	Tempo de reserva da autonomia	min
T	Thrust	N
$\left(\frac{t}{c}\right)$	Razão entre espessura e comprimento da corda aerodinâmica (<i>thickness-to-chord ratio</i>)	
$\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$	Razão máxima entre espessura e comprimento da corda aerodinâmica (<i>maximum thickness-to-chord ratio</i>)	
U_{de}	Velocidade do vento (<i>gust speed</i>)	m/s
V	Velocidade	m/s
V_A	Velocidade de manobrabilidade	m/s
V_{cruise}	Velocidade de cruzeiro (<i>cruise speed</i>)	m/s
V_{dive}	Velocidade de descida a pique (<i>dive speed</i>)	m/s
V_{max}	Velocidade máxima (<i>maximum speed</i>)	m/s
V_{stall}	Velocidade de perda (<i>stall speed</i>)	m/s
V_{tip}	Velocidade na extremidade do propulsor (<i>tip speed</i>)	m/s
W	Peso máximo à decolagem (<i>maximum take-off weight - MTOW</i>)	N
x_{CG}	Posição longitudinal do centro de gravidade	m
x_{NP}	Posição longitudinal do ponto neutro	m
α	Ângulo de ataque (<i>AoA</i>)	°
γ	Ângulo de subida (<i>climb angle</i>)	°
Δ	Ângulo de flecha (<i>Sweep angle</i>)	°
Δ_{LE}	Ângulo de flecha no bordo de ataque (<i>Leading edge sweep angle</i>)	°
Δ_{TE}	Ângulo de flecha no bordo de fuga (<i>Trailing edge sweep angle</i>)	°
$\Delta\left(\frac{c}{4}\right)$	Ângulo de flecha no bordo a um quarto da corda (<i>Sweep angle of the quarter-chord line</i>)	°
$\Delta\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$	Ângulo de flecha na linha de espessura máxima	

	(<i>Sweep angle of the maximum thickness-to-chord line</i>)	°
$\eta_{propeller}$	Eficiência da hélice	
$\eta_{prop-system}$	Eficiência total do sistema propulsivo	
λ	Afilamento (<i>taper ratio</i>)	
μ	Viscosidade dinâmica do ar	Pa · s
μ_{gust}	Razão da massa equivalent (<i>equivalente mass ratio</i>)	Pa · s
ρ	Densidade do ar	kg/m ³
ρ_o	Densidade do ar ao nível do mar	kg/m ³

Introdução

Os veículos aéreos não tripulados (VANT), ou *unmanned aerial vehicles* (UAV) são tecnologias em crescimento. Utilizados pela primeira vez no século XX, incluindo na Primeira e Segunda Guerras Mundiais, nem sempre foram vistos com o potencial que hoje lhes é conhecido. Assim, foi nos primeiros anos do século XXI que tiveram uma evolução mais significativa, na melhoria do seu desempenho, facilitando a sua operabilidade e tornando-os mais eficazes no campo de batalha, onde, no ponto de vista militar e da defesa, cada vez ganham mais destaque. É nesta frente onde os investimentos têm sido mais significativos, sobretudo a partir dos ataques terroristas do 11 de setembro de 2001, onde o montante despendido no desenvolvimento desta tecnologia pelos vários países, mas sobretudo pelos Estados Unidos da América (EUA) alcançou valores astronómicos (Singer, 2018).

Os VANTs são definidos pelo Departamento de Defesa dos EUA (*Department of Defense - DoD*) como “Veículos aéreos com motor não tripulados, que utilizam forças aerodinâmicas para sustentação, podendo operar de modo autónomo ou ser pilotados remotamente, podendo ser abandonados ou recuperados, podem também transportar cargas letais ou não.” (US Department of Defense (DoD), 2010). Atualmente, e dada a evolução que a tecnologia têm apresentado, passaram a ser designadas como sistema de aeronave não tripulada (*unmanned aircraft system - UAS*). Contudo, é importante distinguir o conceito de VANT, que se refere a uma aeronave que não apresenta operador humano e que pode ou não apresentar capacidade para operar através de controlo remoto, e o conceito de UAS, que, por sua vez, se refere ao sistema que inclui o equipamento, sistema de rede e pessoal necessário para controlar a aeronave não tripulada (Department of US Navy, 2008).

Com o foco principal no plano militar e em contexto de defesa, os VANTs são classificados em 3 tipologias distintas:

- Estratégicos;
- Operacionais;
- Táticos.

Começando pelos VANTs estratégicos (por exemplo, os sistemas *General Atomics MQ-9 Reaper*, *Northrop Grumman RQ-4 Global Hawk* e *IAI Heron*, apresentados na figura 1), designados também por VANTs de *high-altitude long-endurance* (HALE), são empregues em missões de inteligência, vigilância e reconhecimento (*intelligence, surveillance and reconnaissance* - ISR) de longo alcance e de elevada altitude em território inimigo.

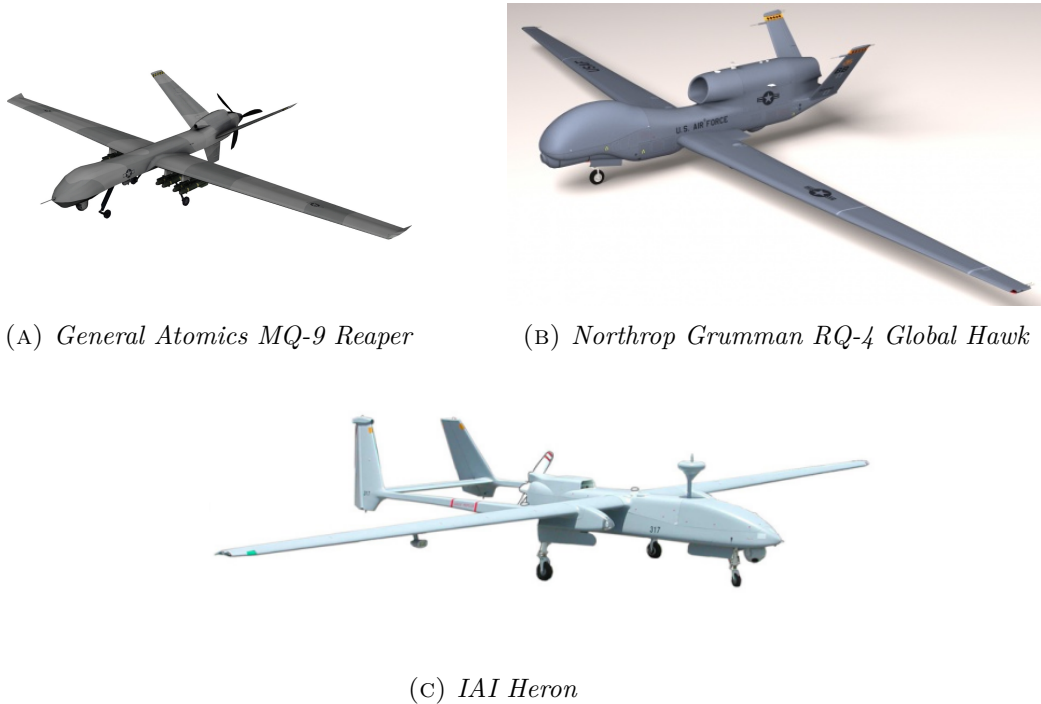


FIGURA 1: Exemplos de VANTs estratégicos¹

Os VANTs operacionais (por exemplo, os sistemas *SAGEM Sperwer*, *Elbit Hermes 450* e *Aerostar*, apresentados na figura 2), designados também por *medium-altitude long-endurance* (MALE), voam normalmente a altitudes entre 7 000 metros e 10 000 metros, onde conseguem operar várias horas, tanto em missões de combate como de ISR.

Os VANTs táticos (por exemplo, os sistemas *Boeing Insitu Scan Eagle 3*, *Elbit Skylark* e *Vulcan Black Widow*, apresentados na figura 3) operam a baixa altitude, com curta autonomia e possuem pequena capacidade de carga (*payload*), sendo utilizados em missões de ISR, conforme os sensores equipados, mas atuando

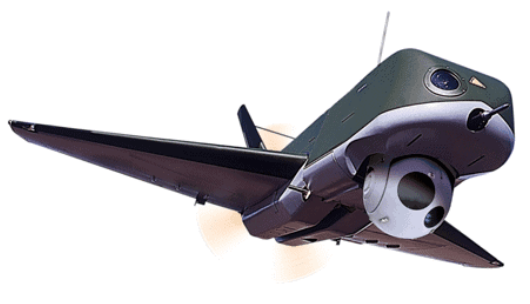
¹(A) Fonte: <https://www.3dcadbrowser.com/3d-model/general-atomics-mq-9-reaper-uav-drone-51005>;

(B) Fonte: <https://www.3dcadbrowser.com/3d-model/northrop-grumman-rq-4-global-hawk>;

(C) Fonte: <https://www.turbosquid.com/3d-models/uav-heron-eagle-3d-max/630592>.

²(A) Fonte: <https://www.suasnews.com/2012/06/sagem-sperwer-mk-ii-tactical-uav-to-be-used-by-fre>

(B) Fonte: <http://3dsmolier.com/3d-model-elbit-hermes-450-israel-uav>; (C) Fonte: <https://aeronautics-sys.com/home-page/page-systems/page-systems-aerostar-tuas/>.



(A) *SAGEM Sperwer*



(B) *Elbit Hermes 450*



(C) *Aerostar*

FIGURA 2: Exemplos de VANTs operacionais²

normalmente no raio de visão do operador. Geralmente, estes VANTs são lançados manualmente ou catapultados e, inclusive, podem ser programados para voarem de forma autónoma.



(A) *Boeing Insitu Scan Eagle 3*



(B) *Elbit Skylark*



(C) *Vulcan Black Widow*

FIGURA 3: Exemplos de VANTs táticos³

Os VANTs são assim equipamentos que conseguem desempenhar uma vasta gama de missões militares. O facto de permitirem que o operador esteja a quilómetros de distância do local de operação do VANT, alterou de forma radical cada missão ou operação militar, relativamente, ao seu planeamento, à sua estratégia, à sua execução e à gestão dos recursos humanos. Os VANTs são a arma ideal para “as guerras assimétricas e paramilitares nas fronteiras do planeta”, conhecidas “every-where-war”. As guerras aéreas remotas serão uma realidade no futuro, onde o emprego dos VANTs, poderá evitar riscos, mantendo a letalidade e a eficácia operacionais, mas reduzindo os efeitos colaterais (Vicente, 2013).

No quadro da Autonomia Estratégica da União Europeia (AEUE), os VANTs são uma tecnologia considerada prioritária, sendo o potencial da realização de operações conjuntas no âmbito militar e civil, incluindo no ambiente marítimo, um dos maiores apelos para o investimento e desenvolvimento destes sistemas.

Os VANTs apresentam assim uma elevada capacidade de adaptação ao tipo de missão a realizar, devido ao elevado grau de flexibilidade para poder carregar diferentes tipos de cargas úteis e apropriadas para cada ambiente onde irão operar. Assim, permitem realizar um grande leque de tarefas distintas. Por exemplo, a sua atuação em ambientes altamente contaminados, onde a presença humana não é recomendada, pelos riscos para a saúde do Homem, revela-se um dos seus maiores benefícios (Austin, 2010).

Desta forma, existe uma necessidade do setor da defesa de se modernizar tecnologicamente. Portugal, como membro da União Europeia (UE) e da Organização do Tratado do Atlântico Norte (OTAN), terá de executar um plano orientado, segundo o Conceito Estratégico da Defesa Nacional 2020 (CEDN, 2020), de modo a tornar esta necessária modernização uma realidade e, assim, capacitar nas Forças Armadas (FFAA) com esta valência.

Apesar dos custos, que poderão ser mais elevados, numa fase inicial de implementação desta tecnologia, incluindo a aquisição de sistemas, construção de recursos materiais (infraestruturas) e formação e especialização dos recursos humanos (operadores), as tecnologias com características duais serão, porventura, as mais indicadas, visto que, irão permitir uma lógica de melhor otimização dos recursos, o que levaria à uma redução de custos com a defesa.

³(A) Fonte: <https://www.aerospace-technology.com/projects/scaneagle-3-unmanned-aircraft-system/>; (B) Fonte: <https://www.elbitamerica.com/unmanned-aerial-solutions>; (C) Fonte: <https://vulcanuav.com/aircraft/black-widow/>.

Geralmente, os VANTs têm dois métodos principais de utilização, na forma passiva e ativa, normalmente relacionadas com missões civis ou militares, respectivamente. Dentro destas divisões, o Parlamento Europeu destacou, em 2007, um conjunto de missões que os VANTs poderiam desempenhar com sucesso (Parlamento Europeu, 2007):

- Reconhecimento;
- Recolha de informação;
- Vigilância e patrulha marítima;
- Apoio em operações de busca e salvamento (*search and rescue* - SAR);
- Mapeamento Operacional;
- Missões de combate sem mortes;
- Guerra eletrónica;
- Missões de combate através de aeronaves armadas.

Os VANTs são também uma tecnologia que revolucionou o contexto militar, aumentando as capacidades operacionais de qualquer força armada com as suas inúmeras vantagens. Neste contexto, o DoD dos EUA, destacou as seguintes vantagens dos VANTs (US Army, 2008):

- Apoio no reconhecimento da zona;
- Apoio na vigilância (atividade, organização e constituição) e localização do inimigo;
- Apoio na recolha de informação, fornece informação a outras aeronaves tripuladas (podendo aumentar o seu desempenho);
- Apoio em operações de busca e salvamento (SAR);
- Reduz o grau de risco de outras aeronaves tripuladas em ambientes de guerra;
- Permite a utilização de uma variedade de sensores pela área de operações;
- Período de missão superior ao período de missão das aeronaves tripuladas.

De acordo com a legislação publicada pela NATO (2014), os VANTs dividem-se em três classes principais (figura 4), tendo por tal definido como critério primordial a massa máxima à descolagem (*maximum take-off mass* - MTOM). De forma genérica, os VANTs da Classe I (inferior a 150 kg) são operados a baixas altitudes

(inferior a 5 000 pés), por Unidades de baixo escalão. Os VANTs da Classe II (entre 150 kg e 600 kg), são operados a distâncias até aos 200 km e em altitudes até aos 18 000 pés. Os VANTs da Classe III (superior a 600 kg), operam a grande altitude (até aos 65 000 pés), cumprindo todos os espetros de missões.

UAS CLASSIFICATION TABLE						
Class	Category	Normal Employment	Normal Operating Altitude	Normal Mission Radius	Primary Supported Commander	Example Platform
Class III (> 600 kg)	Strike/Combat*	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theatre COM	Reaper
	HALE	Strategic/National	Up to 65,000 ft	Unlimited (BLOS)	Theatre COM	Global Hawk
	MALE	Operational/Theatre	Up to 45,000 ft MSL	Unlimited (BLOS)	JTF COM	Heron
Class II (150 kg - 600 kg)	Tactical	Tactical Formation	Up to 10,000 ft AGL	200 km (LOS)	Bde Com	SPERWER
Class I (< 150 kg)	Small (>15 kg)	Tactical Unit	Up to 5,000 ft AGL	50 km (LOS)	Battalion Regiment	Scan Eagle
	Mini (<15 kg)	Tactical Sub-unit (manual or hand launch)	Up to 3,000 ft AGL	Up to 25 km (LOS)	Company Squad Platoon Squad	Skylark
	Micro** (<66 J)	Tactical Sub-unit (manual or hand launch)	Up to 200 ft AGL	Up to 5 km (LOS)	Platoon, Section	Black Widow

FIGURA 4: Classificação dos VANTs (NATO Standard, 2014)

Capítulo 1

Motivação e Contextualização

1.1 Motivação

Em 2018, a Marinha Portuguesa estabeleceu na Diretiva Estratégica da Marinha 2018 (DEM 2018) como objetivo estratégico (OE), entre outros, aumentar a prontidão das suas unidades e consolidar o seu conhecimento e a sua atuação no mar. Para isso, estabeleceu ainda, como linhas de ação (LA), investir em veículos não tripulados, entre os quais os VANTs, incrementando as suas capacidades e potenciando as suas utilizações.

- OE8 – AUMENTAR a prontidão das unidades operacionais e o seu empenhamento no apoio à política externa
 - LA8.06 - Incrementar as capacidades no âmbito dos veículos não tripulados (de superfície, submarinos e aéreos), potenciando o seu emprego e a sua utilização operacional, bem como as capacidades defensivas contra este tipo de sistemas, através do desenvolvimento de conceitos e de experimentação operacional adequados e do apoio à investigação e desenvolvimento, em parceria com as entidades nacionais e internacionais relevantes.
- OE9 – CONSOLIDAR o conhecimento e a atuação no quadro das ciências do mar e da cultura marítima
 - LA9.06 - Reforçar a investigação e desenvolvimento, em parceria com entidades nacionais e internacionais relevantes, com enfoque nas áreas do conhecimento situacional marítimo, dos veículos não tripulados, dos sistemas de apoio à decisão e noutros domínios relevantes para a missão da Marinha e da Autoridade Marítima Nacional (AMN).

Neste sentido, este projeto procura ir de encontro à DEM 2018, ao desenvolver um VANT que pode ter uma utilização operacional e revelante para a Missão da Marinha Portuguesa e da AMN.

1.2 Contextualização

Portugal é responsável por uma grande área de Busca e Salvamento (SAR). Tendo como base os limites geográficos estabelecidos no Decreto-Lei n.º 15/94, de 22 de janeiro, esta área corresponde a cerca de 5 754,934 km^2 .

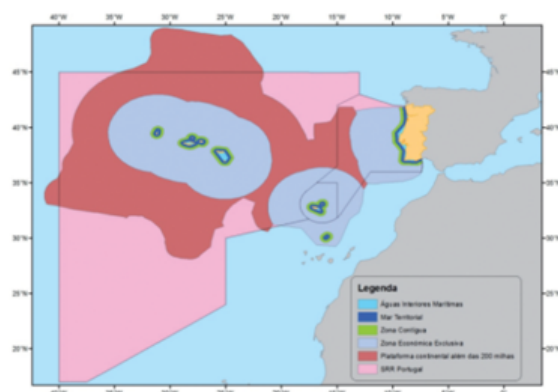


FIGURA 1.1: Região de Busca e Salvamento⁴

Quase seis mil quilómetros quadrados de extensão fazem com que a área de responsabilidade portuguesa de Busca e Salvamento seja uma das maiores do mundo. Isto obriga a que as FFAA, nomeadamente, a Marinha Portuguesa e a Força Aérea Portuguesa (FAP), estejam sempre em estado de alerta e elevado grau de prontidão. Ter os meios humanos e materiais certos e adequados para cada região de Portugal pode ser fundamental para garantir que qualquer situação seja respondida da uma forma rápida e eficaz, com as vidas humanas em perigo a serem os principais beneficiários de uma boa resposta.

No mar, a ação da Marinha Portuguesa é “Contribuir para que Portugal use o Mar” (DEM 2018), para que este seja um fator de desenvolvimento, progresso e bem-estar dos portugueses. Neste sentido a Marinha Portuguesa desempenha diariamente um conjunto diversificado de tarefas:

- Fiscalização e proteção dos espaços marítimos;
- Salvaguarda da vida humana;

⁴Fonte: <https://www.dgrm.mm.gov.pt/am-ec-zonas-maritimas-sob-jurisdicao-ou-soberania-nacional>.

- Combate à criminalidade marítima;
- Controlo de fronteiras e da migração ilegal;
- Apoio em situações de crise e catástrofe;
- Apoio à sustentação dos meios da AMN.

A Marinha Portuguesa criou, em 2017, por Despacho do Chefe do Estado-Maior da Armada e da Autoridade Marítima Nacional (CEMA/AMN), n.º 13/17, de 6 de março, publicado em Ordem da Armada 1ª Série (OA1) n.º 10, de 8 de março, um grupo de trabalho para o desenvolvimento de veículos não-tripulados (GT-VENT) com a finalidade de edificar esta capacidade. A Esquadrilha de Heli-cópteros (EH) foi a Unidade escolhida para acolher dois tipos de UAS, da Classe I, contribuindo para o desenvolvimento destes meios, particularmente em operações marítimas. Apesar de possuir apenas uma capacidade preliminar, estes sistemas já foram testados no meio marítimo, no âmbito da vigilância marítima.

A utilização dos UAS na Marinha Portuguesa encontra-se também publicada em Instruções Operacionais da Armada (IOA 301, 2016), que define o seu conceito de emprego operacional, visualizando nestes sistemas uma extensão dos sensores dos navios, através da recolha de imagem em altitude e em tempo real, contribuindo para a ampliação do campo de visão e, conseqüentemente, do reconhecimento do ponto de situação (*situational awareness*) do Comandante no mar. Esta complementação entre os navios e os UAS poderá vir a ser fundamental em vários contextos, nomeadamente, nas missões de SAR, onde poderão conseguir localizar os naufragos, transportar meios de salvamento para o local e mesmo sinalizar o local (Pereira, 2016).

Na atualidade, os UAS fazem parte das tecnologias alvo, pelo que o elevado investimento e disponibilização de recursos se traduzem num desenvolvimento constante de todas as tecnologia associadas. A Marinha tem assim a intenção de aproveitar este desenvolvimento, indo de encontro às tendências dos restantes Estados que constituem a OTAN, onde é claramente reconhecida a importância de investir nestes sistemas para o domínio marítimo.

Em termos de trabalho realizado, a Marinha dispõe de dois sistemas, o *UX Spyro* (mini-UAV) e o *OGASSA OGS42V*, ilustrados na figura 1.2, resultantes de um protocolo assinado em 2016 com a empresa portuguesa UAVision. Tendo sido já testado o modelo Spyro nos Navios Patrulha Oceânicos (NPO) na Iniciativa “Mar Aberto”, missão que decorreu em 2019 na costa Africana. O modelo Ogassa

OGS42V da mesma empresa após cumprir o processo de certificação na Autoridade Aeronáutica Nacional (AAN), deveria efetuar testes e integrar os navios do tipo Fragata.

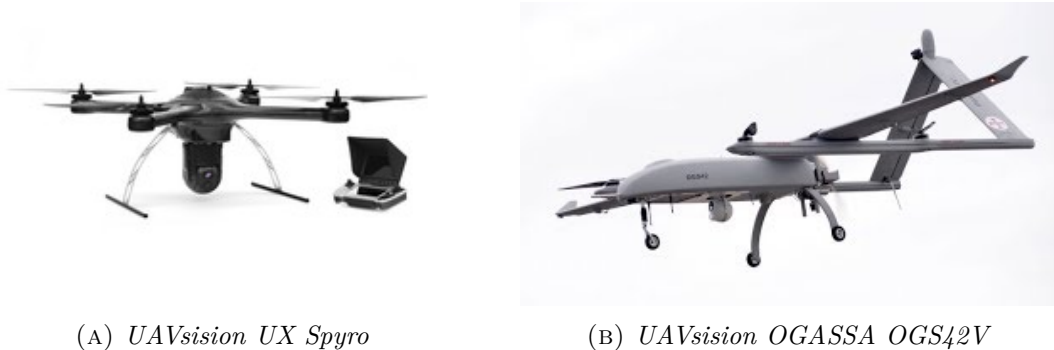


FIGURA 1.2: VANTs da *UAVsision* pertencentes ao protocolo com a Marinha⁵

A tabela 1.1 indica algumas das características dos VANTs da *UAVsision* referidos anteriormente.

TABELA 1.1: Principais características dos VANTs da *UAVsision* pertencentes ao protocolo com a Marinha⁶

Característica	<i>UX Spyro 4</i>	<i>OGASSA OGS42V</i>
Tempo de voo	1 h	6 a 8 h
Envergadura	1,843 m	4,2 m
Velocidade cruzeiro	-	95 km/h
Velocidade máxima	55 km/h	130 km/h
Velocidade perda	-	37 km/h
Alcance	15 km	100 km
MTOM	Depende da carga	36 kg
Carga máxima	4 kg	5 kg
Propulsão	Motor elétrico	Motor a combustão
Descolagem/Aterragem	VTOL	VTOL

1.3 Identificação do Problema

Portugal é um país de recursos limitados, mas com uma vasta área marítima sob soberania, jurisdição e responsabilidade nacional. Portugal, ainda como estado membro da UE e da OTAN, tem responsabilidade não só no cenário nacional, mas

⁵(A) Fonte: <https://uavision.wixsite.com/uavision/ux-spyro>; (B) Fonte: https://www.youtube.com/watch?v=mznKcrDU0mU&ab_channel=PortugueseArmedForces.

⁶(A) Fonte: <https://www.uavision.com/spyro?lang=pt>; (B) Fonte: <https://www.uavision.com/ogassa-ogs42v?lang=pt>.

também no cenário internacional, pelo que deve contribuir para a defesa da estabilidade e da segurança europeia, do atlântico norte e internacional e, por isso, tem de honrar os compromissos assumidos para com estas organizações, garantindo a segurança e a autoridade do Estado nas áreas geográficas sob a sua responsabilidade.

Segundo o Conceito Estratégico Militar (*CEM*, 2015), a principal função da Marinha é a Defesa Militar e o Apoio à Política Externa, sendo esta a sua vocação primária. Esta função centra-se na defesa da integridade territorial de Portugal, na proteção dos portugueses e nos compromissos de defesa militar internacionalmente assumidos.

No âmbito da sua função, a Marinha deve executar operações e atividades visando, em primeiro lugar, procurar desenvolver ações nas áreas de interesse nacional, em segundo lugar, estar atenta e prevenir as ameaças permanentes e emergentes nos espaços sob a sua soberania e, em terceiro lugar, procurar materializar e concretizar as oportunidades de desenvolvimento e conhecimento, para manter uma imagem de credibilidade e cumprir os seus compromissos junto da OTAN e da UE, contribuindo para a defesa coletiva.

No âmbito específico de intervenção da Defesa Nacional, das FFAA e da Marinha, são do áreas de interesse nacional (*CEM*, 2015):

- A manutenção da soberania nacional;
- A manutenção da independência nacional;
- A preservação da integridade territorial e, no aplicável, dos espaços marítimos nacionais;
- A salvaguarda da vida e dos interesses dos portugueses;
- A segurança das linhas de comunicação interterritoriais de Portugal;
- A liberdade de ação dos órgãos de soberania;
- A segurança das redes de comunicação de dados e bases de dados nacionais;
- A segurança e defesa dos países aliados;
- A preservação dos recursos naturais;
- A segurança da navegação marítima e a salvaguarda da vida humana no mar;
- A segurança, a paz e a estabilidade internacionais;
- A segurança das linhas de comunicação internacionais;

- A promoção do bem-estar e da qualidade de vida dos portugueses;
- A proteção e valorização do património cultural;
- A promoção e valorização de Portugal na cena internacional.

Portugal deve dar resposta às ameaças emergentes, que podem colocar em risco os interesses nacionais, anteriormente citados, tais como (CEM, 2015):

- O ataque ao território nacional;
- A perturbação da ordem constitucional democrática;
- As crises e os conflitos em países acolhedores da diáspora portuguesa;
- As ações adversas que impeçam a circulação interterritorial nacional;
- As ações cibernéticas sobre redes de informação e bases de dados;
- O ataque a um país aliado;
- A exploração ilegal dos recursos naturais (inclui atividades de pesca ilegal e irregular);
- A proliferação de armas de destruição massiva;
- O terrorismo;
- A criminalidade transnacional (inclui tráfico de droga, de armas e de pessoas);
- As migrações irregulares;
- A pirataria marítima;
- As catástrofes naturais, as situações ambientais extremas e os desastres ambientais no território nacional (inclui a poluição do mar).

Se possível, devem ser também consideradas as oportunidades a explorar no âmbito da missão da Marinha, tais como (CEM, 2015):

- A cooperação e fortalecimento dos laços no âmbito das alianças e parcerias, bem como com outros países, incluindo a assistência militar;
- O conhecimento, a investigação e o desenvolvimento (I&D) no domínio do ambiente marinho;
- A delimitação da plataforma continental além das 200 milhas náuticas;
- O desenvolvimento económico associado ao mar, com particular realce para o crescimento do movimento portuário e do turismo náutico e marítimo.

1.4 Missão

A partir da visão estratégica definida para as FFAA e identificado o problema, existe, de um modo mais específico, um conjunto de missões e atividades definidas para os Ramos das FFAA, através do documento Missões das Forças Armadas (MIFA, 2014). Uma vez que os VANTs apresentam uma elevada flexibilidade e capacidade de adaptação a diferentes missões, pretende-se identificar o conjunto de missões e atividades, integradas no MIFA (2014), que o VANT a desenvolver pode executar sozinho ou em auxílio a um grupo de trabalho:

- Segurança e defesa do território nacional (TN) e dos cidadãos
 - M1.2 - Garantia de circulação no espaço interterritorial
 - M1.7 - Cooperação com as forças e serviços de segurança
- Exercício da soberania, jurisdição e responsabilidades nacionais
 - M3.1 - Vigilância e controlo, incluindo a fiscalização e o policiamento aéreo, dos espaços sob soberania e jurisdição nacional
 - M3.2 - Busca e salvamento
 - M3.3 - Segurança das linhas de comunicação no Espaço Estratégico de Interesse Nacional Permanente (EEINP)
- Segurança cooperativa
 - M4.1 - Operações de Resposta a Crises no âmbito da OTAN (não artigo 5º)
 - M4.2 - Outras operações e missões no âmbito da OTAN
 - M4.3 - Operações e missões no âmbito da UE
 - M4.4 - Operações de Paz no âmbito da Organização das Nações Unidas (ONU) e da Comunidade dos Países de Língua Portuguesa (CPLP)
 - M4.5 - Operações e missões no âmbito de acordos bilaterais e multilaterais
- Apoio ao desenvolvimento e bem-estar
 - M5.1 - Apoio à proteção e salvaguarda de pessoas e bens
 - M5.2 - Apoio ao desenvolvimento
- Cooperação e assistência militar

- M6.1 - Cooperação e assistência militar de natureza bilateral e multilateral
- M6.2 - Ações no âmbito da Reforma do Setor de Segurança de outros países

Apesar das suas capacidades duais, nomeadamente, em resultado de uma construção modular, é importante que seja definida uma missão primária para o VANT em projeto. Isto é, o principal objetivo do VANT a desenvolver é efetuar vigilância marítima.

1.5 Projeto Aeronáutico

Para a resolução do problema, irá ser seguida a metodologia de projeto definida como projeto aeronáutico.

O processo de projeto aeronáutico inclui quatro etapas principais (Corke, 2001), esquematizadas na figura 1.3:

1. Projeto conceptual (*conceptual design*);
2. Projeto preliminar (*preliminary design*)⁷;
3. Projeto detalhado (*detail design*)⁷;
4. Teste e avaliação (*test and evaluation*)⁷.

1.6 Objetivos

Este projeto pretende contribuir para o desenvolvimento de capacidades de projeto aeronáutico de VANTs de baixo custo de produção e operação na Marinha Portuguesa. Garantir ao mesmo tempo que estes se encontram de acordo com a atual política da Marinha Portuguesa, do Estado Português e da OTAN.

1.7 Estrutura

A Introdução efetua uma breve referência histórica da evolução dos VANTs, de seguida, define e distingue os conceitos de VANT (ou UAV) e UAS, descreve, ainda, os critérios utilizados pela OTAN para classificar os VANTs em três classes principais e diferentes categorias e, por fim, efetua, ao nível estratégico e operacional,

⁷Fora do âmbito do presente trabalho, possível trabalho futuro.

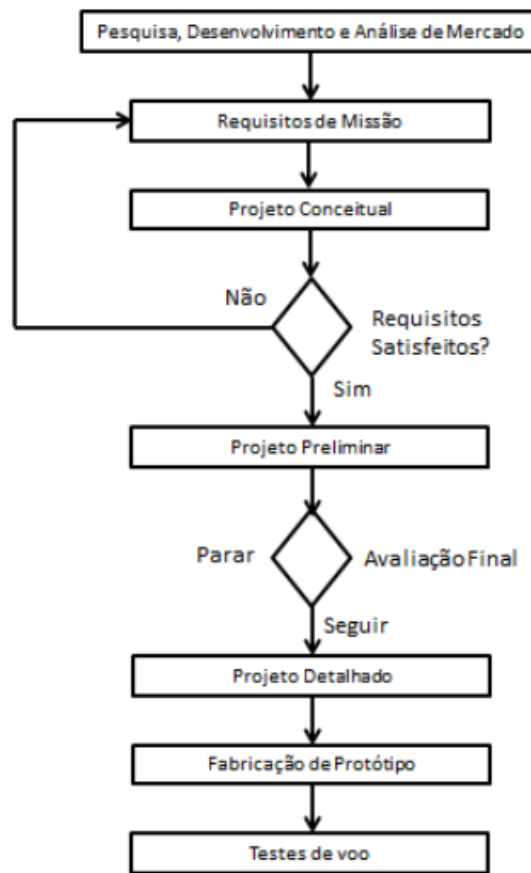


FIGURA 1.3: Fluxograma do projeto aeronáutico (Souza Filho, 2018)

um enquadramento do impacto do aparecimento em larga escala dos VANTs como meios disponíveis e flexíveis, identificando-se o conjunto de missões que os VANTs podem executar num contexto civil e militar.

O Capítulo 1 - Motivação e Contextualização justifica a razão da realização deste trabalho, tendo como ponto de partida a conjuntura atual da Marinha Portuguesa, dada a missão a cumprir, as dificuldades existentes e o trabalho desenvolvido no âmbito dos VANTs; por conseguinte, identificou-se o problema a resolver neste trabalho, a missão do VANT de projeto e o processo metodológico a utilizar para a resolução do problema.

O Capítulo 2 - Projeto Conceptual - Fase 1 é a primeira fase do projeto aeronáutico, durante a qual são avaliados os requisitos iniciais do VANT, as alternativas da configuração dos principais componentes do VANT e se efetua um estudo de mercado, concluindo-se com a definição do conceito e da configuração do VANT.

O Capítulo 3 - Projeto Conceptual - Fase 2 apresenta a metodologia utilizada durante a fase de projeto e os resultados obtidos do dimensionamento de cada

componente do VANT (asa principal, estabilizador vertical e horizontal, fuselagem, sistema de propulsão e superfícies de controlo).

O Capítulo 4 - Configuração/Projeto Final inclui os resultados gerais do VANT, obtidos ao longo do processo do projeto conceptual, e apresenta o modelo 3D do VANT desenvolvido neste trabalho.

A Conclusão consiste numa autoavaliação do trabalho desenvolvido, através da verificação do cumprimento dos objetivos iniciais e das expetativas traçadas, e, assim, identificar os pontos fortes e os pontos a melhorar num eventual trabalho futuro.

Capítulo 2

Projeto Conceptual - Fase 1

O projeto conceptual é a primeira e, eventualmente, a mais importante etapa do projeto do VANT. Esta primeira fase do projeto conceptual inclui a identificação do problema, avaliação e validação dos requisitos, definição dos recursos necessários e escolha da configuração do VANT (principais componentes) que melhor satisfaça as permissas anteriores.

Nesta fase, pretende-se estudar a configuração dos principais componentes do VANT, como:

- Asa principal (*main wing*);
- Estabilizador horizontal (*horizontal tail*);
- Estabilizador vertical (*vertical tail*);
- Fuselagem (*fuselage*);
- Propulsão (*propulsion*);
- Superfícies de controlo (*control surfaces*).

2.1 Plano da Missão

De acordo com o estabelecido no Capítulo 1, o perfil de missão para um VANT que realiza vigilância marítima inclui as seguintes fases de voo (figura 2.1):

1. Arranque do motor (*engine start-up*);
2. Descolagem (*take-off*);
3. Subida ou aceleração para a velocidade e altitude de cruzeiro (*climb*);
4. Cruzeiro até ao destino ou trajetória de voo (*cruise*);

5. Descida (*descent*);
6. Aterragem (*landing*).

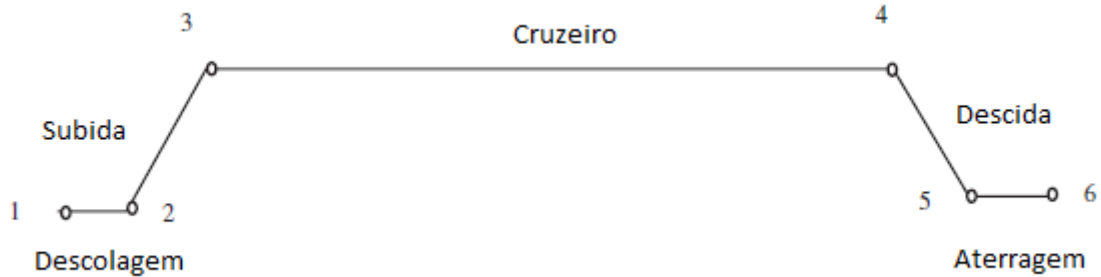


FIGURA 2.1: Plano de Voo

2.2 Requisitos

De forma genérica, o VANT deve ser de baixo custo, de fácil manutenção, modular, operado a partir de plataformas no mar (navios) e capaz de voar por longos períodos de tempo.

Mais especificamente, a lista a seguir enumera os requisitos de projeto:

- VANT da classe I - categoria "Pequeno" - emprego "Tático";
- Massa máxima à descolagem (*maximum take-off mass*) deve ser entre 15 kg e 150 kg;
- Massa máxima da carga (*payload*) não deve ser inferior a 2,5 kg;
- Reserva de autonomia na aterragem de 5 %;
- Altitude de voo cruzeiro (*cruise altitude*) deve ser entre 500 – 1 000 m;
- Altitude de operação (*ceiling altitude*) inferior a 5 000 pés;
- Raio de operação (*operational range*) de 50 km (linha de vista);
- Velocidade máxima (*maximum speed*) não deve ser inferior a 150 km/h;
- Velocidade cruzeiro (*cruise speed*) não deve ser superior a 100 km/h;
- Velocidade de perda (*stall speed*) não deve ser superior a 10 m/s;
- Envergadura da asa principal não deve ser superior a 3 m;
- Sistema de propulsão deve ser totalmente elétrico;

- Descolagem por catapulta;
- Aterragem e recolha por rede;
- Deve resistir a rajadas de vento frontais de $7,62m/s$ e $15,24m/s$;
- Fator estrutural de segurança de 1,5;
- Construção deve ser modular;
- Capaz de transportar diferentes cargas (sensores);
- Cumprir a regulamentação emitida pela AAN;
- O custo do VANT (sem incluir o tipo de carga, ou seja, câmara, sensores ou câmara do tipo *Gimbal*, ou outras) não deve ser superior a 5 000 €.

2.3 Detalhes do Projeto

Os principais componentes do VANT podem ter diversas configurações que satisfaçam os requisitos de projeto. Contudo, a cada alternativa estão associadas vantagens e desvantagens, que satisfazem os requisitos a diferentes níveis.

2.3.1 Asa Principal

A configuração da asa principal pode variar em relação aos seguintes aspetos (Sadrey, 2012):

1. Número:
 - Mono-plano;
 - Bi-plano;
 - Tri-plano.
2. Localização:
 - Asa alta;
 - Asa média;
 - Asa baixa;
 - *Parasol wing*.
3. Tipo:

- Retangular;
 - *Tapered*;
 - Delta;
 - *Swept back*;
 - *Swept forward*;
 - Elíptica.
4. Configuração (*sweep configuration*):
- Asa fixa (*fixed wing*);
 - *Variable sweep*.
5. Forma:
- Asa fixa (*fixed shape*);
 - Asa variável (*morphing wing*).
6. Configuração estrutural:
- *Cantilever*;
 - *Strut-braced*:
 - *Faired*;
 - *Un-faired*.

Algumas das configurações mencionadas anteriormente encontram-se representadas na figura 2.2.

2.3.2 Estabilizador Horizontal e Vertical

A configuração do estabilizador horizontal e vertical (*tail* ou *empenage*) pode variar em relação aos seguintes aspectos (Sadrey, 2012):

1. Localização:
 - Cauda convencional (na traseira);
 - *Canadair* (*canard*);
 - Três superfícies.
2. Forma:

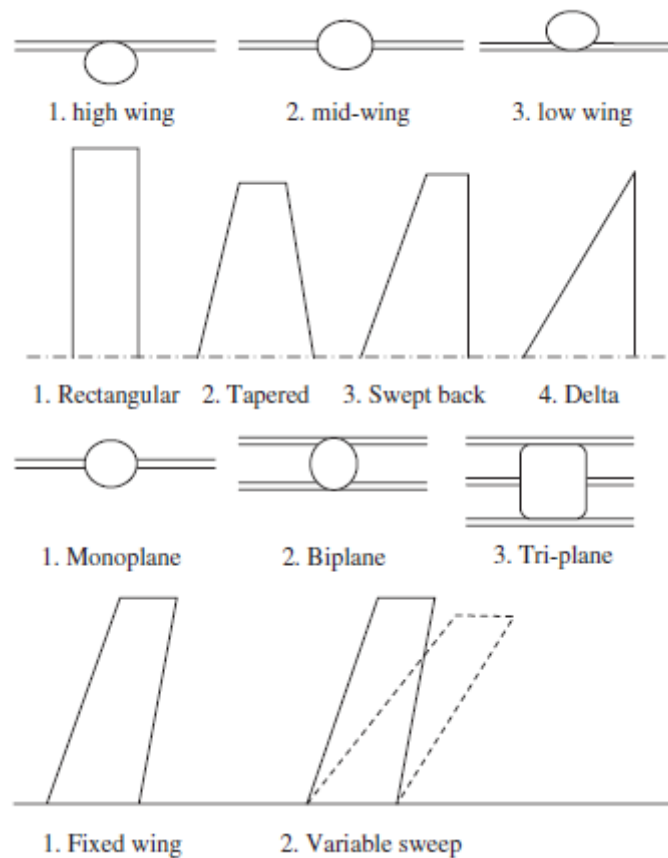


FIGURA 2.2: Configurações alternativas da asa principal (Sadraey, 2013)

- Cauda convencional;
- Cauda em "V";
- Cauda em "T";
- Cauda em "H";
- Cauda em "U" invertido.

3. Configuração:

- Cauda fixa (*fixed tail*);
- Cauda móvel (*moving tail*);
- Cauda ajustável (*adjustable tail*).

Algumas das configurações mencionadas anteriormente encontram-se representadas na figura 2.3.

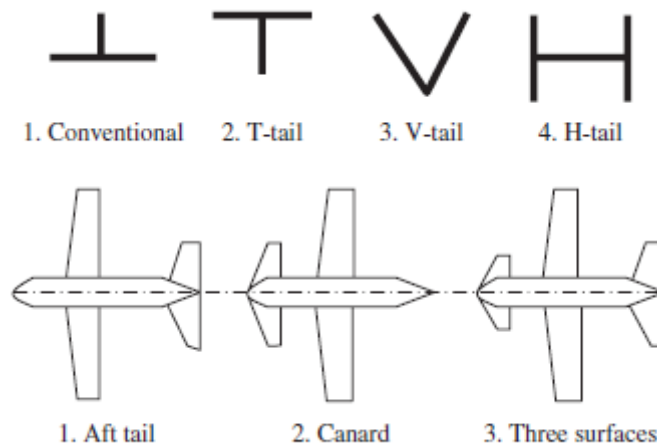


FIGURA 2.3: Configurações alternativas da cauda (Sadraey, 2013)

2.3.3 Propulsão

A configuração do sistema propulsor pode variar em relação aos seguintes aspectos (Sadrey, 2012):

1. Tipo:

- *Piston prop*;
- Turbo-propulsor (*Turboprop*).

2. Alimentação:

- Diesel;
- Gasolina;
- Energia solar;
- Energia elétrica;
- Células de combustível (*Fuel cells*).

3. Posição dos motores em relação ao centro de gravidade (CG) da aeronave:

- *Pusher*;
- *Tractor*.

4. Número de motores:

- Mono-motor;
- Bi-motor;

- Tri-motor;
- Tetra-motor;
- Multi-motor.

5. Localização dos motores:

- No nariz;
- Na secção média da fuselagem;
- Na asa;
- Por cima da asa;
- Por baixo da asa;
- No estabilizador vertical;
- Na lateral da fuselagem na secção traseira;
- Por cima da fuselagem.

Algumas das configurações mencionadas anteriormente encontram-se representadas na figura 2.4.

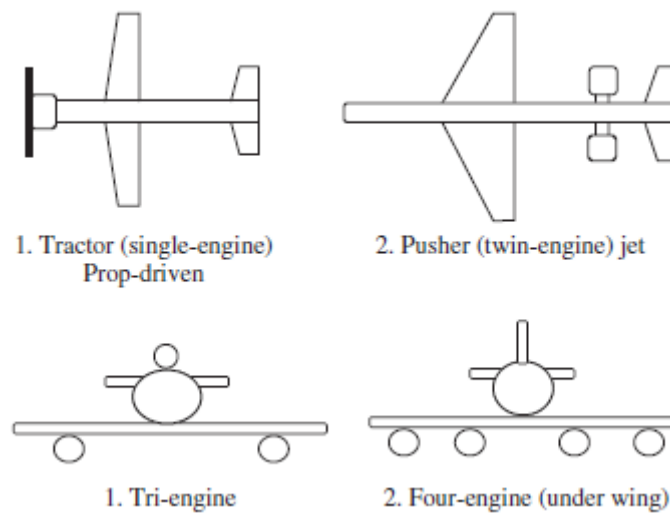


FIGURA 2.4: Configurações alternativas da propulsão (Sadraey, 2013)

2.3.4 Trem de Aterragem

A configuração do trem de aterragem pode variar em relação aos seguintes aspetos (Sadrey, 2012):

1. Método de descolagem e aterragem:
 - Em pista (*conventional take-off and landing - CTOL*);
 - Vertical (*vertical take-off and landing - VTOL*);
 - Catapulta (*horizontal take-off and landing - HTOL*);
 - Lançado à mão.
2. Mecanismo:
 - Fixo;
 - Retrátil;
 - Parcialmente retrátil.
3. Tipo:
 - Triciclo (com trem no nariz ou na cauda);
 - Bicicleta;
 - Multi-rodas;
 - Flutuadores.
4. Pista de aterragem:
 - Terrestre;
 - Mar;
 - Anfíbia;
 - Num navio.
5. Localização do tanque de combustível:
 - Na fuselagem;
 - Na asa;
 - Tanque na extremidade da asa;
 - Tanque externo.
6. Carga:
 - Sensores (por exemplo, câmera ou *gimbal*);
 - *Rocket*;

- Míssil;
- Armamento;
- Tanque externo.

2.3.5 Superfícies de Controle

A configuração das superfícies de controle pode variar em relação aos seguintes aspectos (Sadrey, 2012):

1. Superfícies de controle primárias:

- Três superfícies:
 - Convencional (*elevator*, *aileron* e *rudder*);
 - *Flaperon/rudder/aileron*.
- Duas superfícies:
 - *Elevon/rudder*;
 - *Aileron/ruddervator*.
- Secção em forma de cruz ("x") ou sinal mais ("+").

2. Superfícies de controle secundárias:

- Superfícies hiper-sustentadoras (*high-lift devices*, por exemplo, *flap*, *slat* e *slot*);
- *Spoiler*;
- *Tab*.

3. Sistema de transmissão de potência:

- Mecânica;
- Hidráulica;
- Pneumática;
- Cabo elétrico (*fly-by-wire*);
- Fibra ótica (*fly-by-optic*).

2.4 Estudo de Mercado

O projeto conceptual do VANT inclui a pesquisa e avaliação de soluções já existentes no mercado. Devido à enorme variedade de soluções apresentadas no mercado, selecionou-se os VANTs que compriam um maior número de requisitos de projeto.

2.4.1 Aeromapper EV2

Principais características:

- Tempo de voo: 60 *min*;
- Envergadura: 2 *m*;
- Velocidade cruzeiro: 18 *m/s*;
- Alcance: 30 *km*;
- MTOM: 4,5 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Decolagem: lançamento à mão;
- Preço: 9 000,00 €.



FIGURA 2.5: Aeromapper EV2⁸

2.4.2 Aeromapper Talon

Principais características:

⁸Fonte: <https://www.unmannedsystemssource.com/shop/unmanned-vehicles/fixed-wing-uav/aeromapper-ev2/>.

- Tempo de voo: 90 *min*;
- Envergadura: 2 *m*;
- Velocidade cruzeiro: 14 *m/s*;
- MTOM: 3,5 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Descolagem: lançamento à mão;
- Preço: 8 500,00 €.



FIGURA 2.6: Aeromapper Talon⁹

2.4.3 Aeronautics Defense Orbiter 3

Principais características:

- Tempo de voo: 7 *h*;
- Envergadura: 4,4 *m*;
- Velocidade máxima: 36 *m/s*;
- MTOM: 30 *kg*;
- Carga máxima: 5,5 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Descolagem: catapulta;
- Preço: 9 000,00 €.

⁹Fonte: <https://4mydrone.com/en/droni-sapr-en/aeromao-aeromapper-talon/>.

¹⁰Fonte: <https://aeronautics-sys.com/home-page/page-systems/page-systems-orbiter-3-stuas/>.



FIGURA 2.7: Aeronautes Defense Orbiter 3¹⁰

2.4.4 AgEagle RX48

Principais características:

- Tempo de voo: 50 *min*;
- Envergadura: 1,2 *m*;
- Velocidade cruzeiro: 14,7 *m/s*;
- MTOM: 2 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Descolagem: lançamento à mão;
- Preço: 15 500,00 €.



FIGURA 2.8: AgEagle RX48¹¹

¹¹Fonte: <https://botlink.com/compatible-drones-for-automated-drone-software/ageagle-rx-48>.

2.4.5 Bayraktar Mini UAV

Principais características:

- Tempo de voo: 80 *min*;
- Envergadura: 2 *m*;
- Alcance: 150 *km*;
- Velocidade cruzeiro: 30,9 *m/s*;
- MTOM: 5 *kg*;
- Carga máxima: 1 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Decolagem: lançamento à mão.



FIGURA 2.9: Bayraktar Mini UAV¹²

2.4.6 Brican TD100

Principais características:

- Tempo de voo: 138 *min*;
- Envergadura: 5 *m*;
- Velocidade cruzeiro: 23,15 *m/s*;
- MTOM: 25 *kg*;
- Carga máxima: 8,2 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Decolagem: catapulta.

¹²Fonte: https://www.turkishexportal.com/Bayraktar-Mini-UAS-Unmanned-Aerial-Vehicle_SP8F3E_aad8ebf37cdf4a60a783f4f6456a9ff3.



FIGURA 2.10: Brican TD100¹³

2.4.7 DT 18

Principais características:

- Tempo de voo: 2 h;
- Envergadura: 1,8 m;
- Velocidade cruzeiro: 17 m/s;
- MTOM: 2 kg;
- Propulsão: elétrica;
- Decolagem: lançamento à mão.

2.4.8 eBee SQ

Principais características:

- Tempo de voo: 55 min;
- Envergadura: 1,1 m;
- Velocidade cruzeiro: 11 – 30 m/s;

¹³Fonte: <https://www.aeroexpo.online/prod/brican-flight-systems/product-181537-19049.html>.

¹⁴Fonte: <https://www.aiviewgroup.com/products.html>



FIGURA 2.11: DT 18¹⁴

- Alcance: 41 *km*;
- MTOM: 1,1 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Descolagem: lançamento à mão;
- Preço: 9 000,00 €.



FIGURA 2.12: eBee SQ¹⁵

2.4.9 Flyeye Mini UAS

Principais características:

¹⁵Fonte: <https://www.jdronestudio.es/index.php/component/spidercatalog/showproduct/126/9/0/Parrot-Ebee-SQ-Pix4-DAT>.

- Tempo de voo: 150 *min*;
- Envergadura: 3,6 *m*;
- Velocidade máxima: 33 *m/s*;
- Alcance: 180 *km*;
- MTOM: 11 *kg*;
- Carga máxima: 4 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Decolagem: catapulta.



FIGURA 2.13: Flyeye Mini UAS¹⁶

2.4.10 Freya

Principais características:

- Tempo de voo: 100 *min*;
- Envergadura: 1,2 *m*;
- Velocidade máxima: 16 *m/s*;

¹⁶Fonte: <https://encrypted-tbn0.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcTVSBfBHjJk0UjAjqbFNfXzV1e62QZjhMDH>

- MTOM: 1,3 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Decolagem: lançamento à mão;
- Preço: 17 500,00 €.



FIGURA 2.14: Freya¹⁷

2.4.11 Litus

Principais características:

- Tempo de voo: 2 *h*;
- Envergadura: 6 *m*;
- Velocidade cruzeiro: 22 *m/s*;
- MTOM: 50 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Máxima carga: 15 *kg*;
- Decolagem: pista.

2.4.12 Lockheed Martin Stalker XE VTOL

Principais características:

- Tempo de voo: 8 *h*;

¹⁷Fonte: <https://www.army-technology.com/contractors/surveillance/smartplanes-army/>.

¹⁸Fonte: <https://core.ac.uk/download/pdf/34608086.pdf>.



FIGURA 2.15: Litus¹⁸

- Envergadura: 4,9 m;
- Velocidade cruzeiro: 15,6 m/s;
- MTOM: 21,8 kg;
- Propulsão: elétrica ou *fuel cells*;
- Máxima carga: 15 kg;
- Decolagem: VTOL.

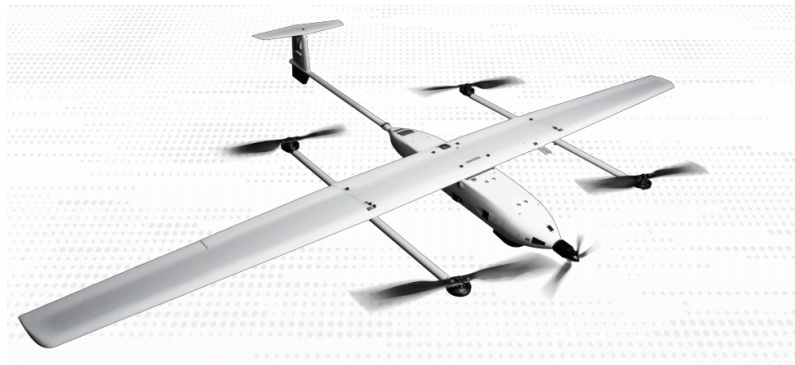


FIGURA 2.16: Lockheed Martin Stalker XE VTOL¹⁹

2.4.13 Penguin BE

Principais características:

- Tempo de voo: 110 min;
- Envergadura: 3,3 m;

¹⁹Fonte: https://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed-martin/aero/documents/Stalker/Stalker%20XE_Product_2019.pdf.

- Velocidade cruzeiro: 22 *m/s*;
- MTOM: 21,5 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Máxima carga: 6,6 *kg*;
- Decolagem: pista ou catapulta.



FIGURA 2.17: Penguin BE²⁰

2.4.14 Ranger

Principais características:

- Tempo de voo: 90 *min*;
- Envergadura: 3 *m*;
- Velocidade cruzeiro: 13,9 *m/s*;
- MTOM: 7 *kg*;
- Propulsão: elétrica;
- Máxima carga: 2,68 *kg*;
- Decolagem: lançamento à mão.

2.4.15 Tiguar C

Principais características:

²⁰Fonte: <https://uavfactory.com/en/penguin-be-uav>.

²¹Fonte: <https://www.volantexrc.eu/volantex-rc-ranger-ex-long-range-fpv-uav-platform-unibody-big-weight-carrier-v757-3-pnp-p-224.html>.



FIGURA 2.18: Ranger²¹

- Tempo de voo: 20 *h*;
- Envergadura: 4,1 *m*;
- Velocidade cruzeiro: 25 *m/s*;
- Alcance: 1800 *km*;
- MTOM: 25 *kg*;
- Propulsão: híbrida;
- Máxima carga: 11 *kg*;
- Descolagem: pista.



FIGURA 2.19: Tigrar C²²

²²Fonte: <https://www.uavionics.com.pl/uav-tigrar-c>.

2.5 Escolha da Configuração

A configuração de um VANT depende essencialmente da missão que este se propõe cumprir. No caso da vigilância marítima, torna-se necessário vigiar e monitorizar vastas áreas marítimas, transportando um sensor (carga) para a recolha de imagens, que deverá ser enviada para o ponto de controlo, onde poderá ser tratada automaticamente ou por um operador. Uma particularidade do projeto é a plataforma a partir do qual se pretende operar o VANT, pois o ambiente marítimo e as condições a bordo de um navio trazem restrições e limitações para o projeto, nomeadamente, na fase de descolagem e aterragem.

Após realizar uma análise qualitativa das vantagens e desvantagens das alternativas de configuração de cada componente do VANT, mencionadas na literatura (Sadraey, 2013), optou-se por:

- Uma aeronave de asa fixa, monoplano e retangular para uma fácil construção e colocada numa posição alta da fuselagem para aumentar a sua eficiência, aumentar o ângulo de visibilidade da câmara do tipo *gimbal* colocada na parte inferior da fuselagem e facilitar o lançamento por catapulta;
- Uma cauda em "T", onde a asa principal e o estabilizador horizontal encontram-se em planos mais distantes, o que permite um maior controlo do VANT e reduzir a área do estabilizador horizontal, reduzindo a resistência aerodinâmica;
- Uma aeronave com propulsão elétrica, por ser mais eficiente e menos poluente que os motores a combustão, com uma hélice no nariz, ou seja, uma configuração do tipo *tractor* que também se revela mais eficiente.

De seguida, pretende-se resumir esquematicamente a configuração final do VANT a projetar:

- Asa principal
 1. Número:
 - Mono-plano.
 2. Localização:
 - Asa alta.
 3. Tipo:
 - Retangular.

4. Configuração (*sweep configuration*):
 - Asa fixa (*fixed wing*).
5. Forma:
 - Asa fixa (*fixed shape*).
 - Configuração estrutural:
 - * Encastrada (*Cantilever*).
- Estabilizador horizontal e vertical
 1. Localização:
 - Cauda convencional.
 2. Forma:
 - Cauda em "T".
 3. Configuração:
 - Cauda fixa (*fixed tail*).
- Propulsão
 1. Tipo:
 - Hélice movida por motor elétrico.
 2. Alimentação:
 - Energia elétrica.
 3. Posição em relação ao CG da aeronave:
 - *Tractor*.
 4. Número:
 - mono-motor.
 5. Localização:
 - No nariz.
- Trem de aterragem
 1. Método de descolagem e aterragem:
 - Catapulta (*horizontal take-off and landing - HTOL*).

2. Mecanismo:
 - Fixo.
 3. Pista de aterragem:
 - Rede.
 4. Localização do tanque de combustível:
 - Na fuselagem.
 5. Carga:
 - Sensores (por exemplo, câmera ou *gimbal*).
- Superfícies de controlo
 1. Superfícies de controlo primárias:
 - Três superfícies:
 - * Convencional (*elevator, aileron e rudder*).
 2. Sistema de transmissão de potência:
 - Mecânica.

Capítulo 3

Projeto Conceptual - Fase 2

Este capítulo apresenta a metodologia utilizada durante a segunda fase conceptual do projeto de desenvolvimento do VANT e os resultados obtidos ao longo do processo.

A metodologia de projeto utilizada tem a sua base em metodologias existentes para o projeto de aeronaves tripuladas, desenvolvidas por Thomas C. Corke (2003), Daniel P. Raymer (1992) e Mohammad H. Sadrey (2013). Em diferentes fases do processo metodológico, tornou-se necessário consultar também outras abordagens e adaptações das metodologias anteriormente referidas, que foram desenvolvidas, exclusivamente, para os VANTs, como o método descrito por Jay Gundlach (2012) e Reg Austin (2010).

3.1 Massa Máxima à Descolagem

O ponto de partida no projeto do VANT é estimar a massa máxima à decolagem (*maximum take-off mass* - MTOM). A estimativa da MTOM é crucial, uma vez que será utilizada para as seguintes fases do projeto. Contudo, por ser o primeiro passo do projeto, pouca informação sobre o VANT é conhecida. Pelo que, nesta fase, alguns valores dos parâmetros utilizados para estimar a MTOM serão considerados com base na literatura.

A MTOM, $M_{take-off}$, pode ser estimada através da equação 3.1 (Corke, 2001),

$$M_{take-off} = M_{fuel} + M_{payload} + M_{empty} \quad (3.1)$$

onde M_{fuel} é a massa de combustível (*fuel mass*), $M_{payload}$ é a massa da carga (*payload mass*) e M_{empty} é a massa em vazio (*empty mass*).

A massa de combustível é calculada com base no plano de voo (definido no Capítulo 2 - Projeto Conceptual), no qual, para efeitos de cálculo da massa de combustível, se considera as seguintes fases de voo (Corke, 2001):

1. Arranque do motor (*engine start-up*);
2. Descolagem (*take-off*);
3. Subida ou aceleração para a velocidade e altitude de cruzeiro (*climb*);
4. Cruzeiro até ao destino ou trajetória de voo (*cruise*);
5. Descida (*descent*);
6. Aterragem (*landing*).

Todas as fases de voo utilizam uma fração da massa total de combustível disponível à descolagem. Como margem de segurança, será adicionada uma reserva de combustível que corresponde a 5% da massa de combustível calculada.

Durante o projeto conceptual, definiu-se, como requisito do VANT em desenvolvimento, que teria propulsão elétrica, pelo que a massa de combustível, definida anteriormente, corresponde à massa da bateria (*battery mass*), $M_{battery}$, do VANT.

Tendo em conta o tempo de voo que a aeronave passa em cruzeiro ser muito maior do que nas restantes fases foi assumido como primeira aproximação que a massa de baterias é aquela correspondente à fase de cruzeiro. Assim, a equação 3.2 (Gundlach, 2012) define o alcance (*electric range*), $R_{electric}$, de um VANT com propulsão elétrica durante o voo cruzeiro,

$$R_{electric} = \left(\frac{L}{D}\right) \cdot \eta_{prop-system} \cdot f_{battery} \cdot \left(\frac{SE_{battery}}{g}\right) \cdot \left(\frac{M_{battery}}{M_{take-off}}\right) \quad (3.2)$$

onde $\left(\frac{L}{D}\right)$ é o coeficiente de planeio (*lift-to-drag ratio*), $\eta_{prop-system}$ é a eficiência total do sistema propulsivo, $f_{battery}$ é a percentagem da bateria a utilizar e o $SE_{battery}$ é a energia específica (*specific energy*) da bateria.

Neste momento, é necessário efetuar algumas considerações. Em primeiro lugar, estimar o valor inicial de $\left(\frac{L}{D}\right)$. Para uma maior eficiência na fase de voo cruzeiro e, assim, maximizar o $R_{electric}$, o valor de $\left(\frac{L}{D}\right)$ será igual ao valor de $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$, estimado através da equação 3.3 (Corke, 2001),

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D_0} \cdot k}} \quad (3.3)$$

onde C_{D_0} é o mínimo coeficiente de resistência aerodinâmica 3D (*minimum 3D drag coefficient*), que ainda não foi determinado no projeto, mas, segundo a literatura, estima-se que $0,01 \leq C_{D_0} \leq 0,02$, e k é uma constante, definida pela equação 3.4 (Corke, 2001),

$$k = \frac{1}{\pi \cdot AR \cdot e_f} \quad (3.4)$$

onde AR é o alongamento da asa (*aspect ratio* - AR) e e_f é o coeficiente de Oswald.

A massa em vazio disponível (*available empty mass* - AEM) é o resultado da subtração da massa de combustível e da massa da carga à estimativa inicial da massa à descolagem. A AEM será comparada com a massa em vazio requerida (*required empty mass* - REM) ou M_{empty} , calculada através da equação 3.5 (Corke, 2001),

$$M_{empty} = SF \cdot M_{take-off} \quad (3.5)$$

onde SF é o fator estrutural (*structure factor* - SF).

Segundo a metodologia proposta por Raymer (1992) para o projeto de aeronaves tripuladas, o SF é determinado analiticamente através da equação 3.6,

$$SF = A \cdot M_{take-off}^C \quad (3.6)$$

onde A e C são constantes propostas por Raymer (1992) para diferentes tipologias de aeronaves. Isto é, SF varia para diferentes valores de $M_{take-off}$.

Contudo, este método tem por base diferentes requisitos para a estimativa de SF daqueles que se aplicam aos VANTs. Na verdade, os VANTs possuem, tendencialmente, valores de SF inferiores às aeronaves tripuladas (Coelho, 2019). Pelo que, neste caso, considerou-se que o valor de SF é constante.

Para estimar o valor inicial de SF, tomou-se como referência os dados dos VANTs existentes no mercado (apêndice A). As figuras 3.1 e 3.2 mostram a evolução do SF em função do MTOM e do AR, respectivamente.

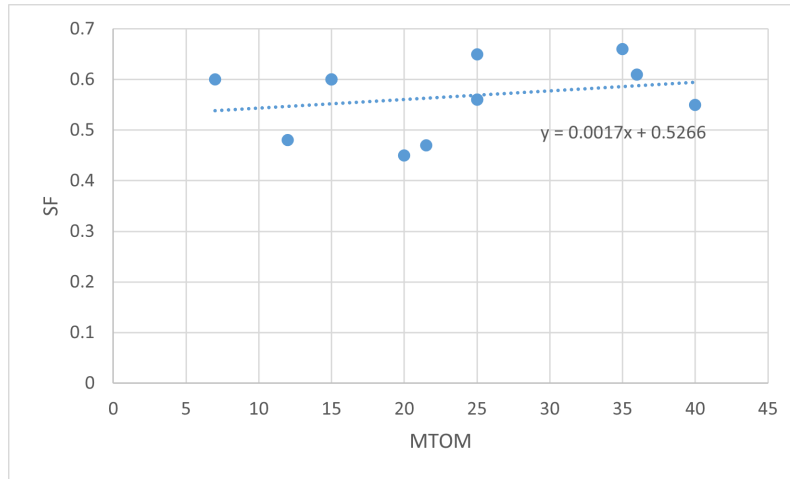


FIGURA 3.1: Gráfico de SF em função do MTOM

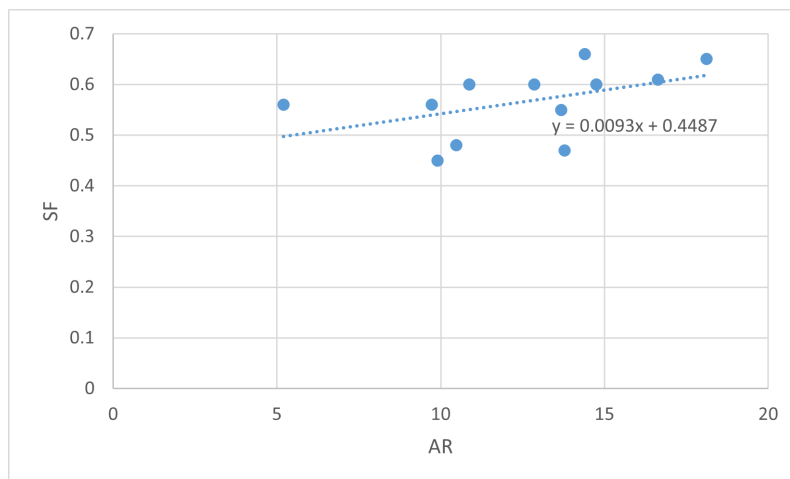


FIGURA 3.2: Gráfico de SF em função do AR

Com base nos gráficos acima, para o VANT em projeto, uma estimativa inicial adequada é considerar um valor de $SF = 0,5$.

3.1.1 Resultados

A tabela 3.1 apresenta os requisitos de projeto, os valores introduzidos com base na literatura e os resultados obtidos do cálculo da estimativa inicial do MTOM.

TABELA 3.1: Características e resultados da estimativa inicial do MTOM

Característica	Valor introduzido
$M_{payload}$	2,50 kg
V_{cruise}	100 km/h
C_{D_o}	0,02
AR	6
e_f	0,8
$\eta_{prop-system}$	75,2 %
$f_{battery}$	90 %
$SE_{battery}$	200 kWh/kg
g	9,807 m/s
SF	0,5
Característica	Resultado
$M_{take-off}$	13,78 kg
M_{empty}	6,90 kg
$M_{battery}$	4,38 kg
$t_{mission}$	2 h
$t_{mission-res}$	10 min

3.2 Design Point

A fase seguinte do projeto conceptual consiste em seleccionar o ponto de projeto (*design point*) que melhor cumpre os requisitos de missão, ou seja, determinar:

- A razão entre o peso máximo à descolagem (*maximum take-off weight* - MTOW), W , e a área da asa principal, S_{wing} , ou *wing loading*;

$$\left(\frac{W}{S_{wing}} \right) \quad (3.7)$$

- A razão entre a potência do motor, P , e o MTOW, ou *power-to-weight ratio*;

$$\left(\frac{P}{W} \right) \quad (3.8)$$

A $\left(\frac{W}{S_{wing}} \right)$ é seleccionada tendo em consideração o principal objetivo da missão, maximizando o desempenho do VANT para uma determinada fase de voo. Contudo, todas as fases de voo são afetados pela $\left(\frac{W}{S_{wing}} \right)$ (Corke, 2001):

1. Descolagem e aterragem (*take-off and landing*);
2. Subida e aceleração (*climb and acceleration*);

3. Alcance (*range*);
4. Resistência (*endurance*);
5. Combate (*combat*);
6. Altitude de voo (*flight ceiling*);
7. Taxa de planagem (*glide rate*).

A mínima S_{wing} corresponde ao valor máximo da $\left(\frac{W}{S_{wing}}\right)$, alcançado em condições de perda do VANT, nomeadamente, à descolagem e na aterragem, ou seja, quando a velocidade do VANT é próxima da velocidade de perda (*stall speed*), V_{stall} , a qual é definido pela equação 3.9 (Corke, 2001),

$$\left(\frac{W}{S_{wing}}\right)_{Stall} = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V_{stall}^2 \cdot C_{L_{max}} \quad (3.9)$$

onde ρ_0 é a densidade do ar (ao nível do mar) e $C_{L_{max}}$ é o máximo coeficiente de sustentação 3D (*maximum 3D lift coefficient*).

Para as condições de voo cruzeiro, a $\left(\frac{W}{S_{wing}}\right)$ que maximiza o alcance (*range*) do VANT é definida pela equação 3.10 (Corke, 2001),

$$\left(\frac{W}{S_{wing}}\right)_{Range} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{cruise}^2 \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}} \quad (3.10)$$

onde ρ é a densidade do ar (à altitude de voo cruzeiro) e V_{cruise} é a velocidade de cruzeiro (*cruise speed*).

Para as condições de voo cruzeiro, $\left(\frac{P}{W}\right)$ é função de $\left(\frac{W}{S_{wing}}\right)$, como definido pela equação 3.11 (Corke, 2001),

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{Cruise\ Speed} = \frac{1}{\eta_{propeller}} \left[\frac{\rho \cdot V_{cruise}^3 \cdot C_{D_0}}{2 \left(\frac{W}{S_{wing}}\right)} + \frac{2 \cdot k}{\rho \cdot V_{cruise}} \left(\frac{W}{S_{wing}}\right) \right] \quad (3.11)$$

onde $\eta_{propeller}$ é a eficiência do hélice.

Para as condições de subida e aceleração até à velocidade e altitude de cruzeiro, $\left(\frac{P}{W}\right)$ é função de $\left(\frac{W}{S_{wing}}\right)$, no que respeita o ângulo de subida (*climb angle*), γ , e a taxa de subida (*climb rate*), $\frac{dH}{dt}$, como definido pelas equações 3.12 e 3.13 (Corke, 2001), respetivamente,

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{Climb\ Angle} = \frac{V}{\eta_{propeller}} \left[\sin \gamma + \frac{\rho \cdot V^2 \cdot C_{D0}}{2 \left(\frac{W}{S_{wing}}\right)} + \frac{2 \cdot k}{\rho \cdot V^2} \left(\frac{W}{S_{wing}}\right) \right] \quad (3.12)$$

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{Climb\ Gradient} = \frac{1}{\eta_{propeller}} \left[\frac{dH}{dt} + \frac{\rho \cdot V^3 \cdot C_{D0}}{2 \left(\frac{W}{S_{wing}}\right)} + \frac{2 \cdot k}{\rho \cdot V} \left(\frac{W}{S_{wing}}\right) \right] \quad (3.13)$$

onde V é a velocidade de subida (*climb speed*), definida pela equação 3.14 (Corke, 2001),

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{W}{S_{wing}}\right)} \sqrt{\frac{k}{3 \cdot C_{D0}}} \quad (3.14)$$

Para as condições de velocidade máxima, $\left(\frac{P}{W}\right)$ é função de $\left(\frac{W}{S_{wing}}\right)$, como definido pela equação 3.15 (Corke, 2001).

$$\left(\frac{P}{W}\right)_{Max\ Speed} = \frac{1}{\eta_{propeller}} \left[\frac{\rho \cdot V_{max}^3 \cdot C_{D0}}{2 \left(\frac{W}{S_{wing}}\right)} + \frac{2 \cdot k}{\rho \cdot V_{max}} \left(\frac{W}{S_{wing}}\right) \right] \quad (3.15)$$

onde V_{max} é a velocidade máxima (*maximum speed*), que corresponde a $1,2 \cdot V_{cruise}$.

3.2.1 Resultados

No gráfico da figura 3.3 foram introduzidas as funções definidas pelas equações 3.9 a 3.15, sendo que o *design point* consiste no ponto mais à direita e mais abaixo no gráfico que cumpre os requisitos mínimos.

A tabela 3.2 apresenta os requisitos de projeto, os valores introduzidos com base na literatura e os resultados obtidos, isto é, os parâmetros do *design point* que se obtém a partir da leitura do gráfico da figura 3.3.

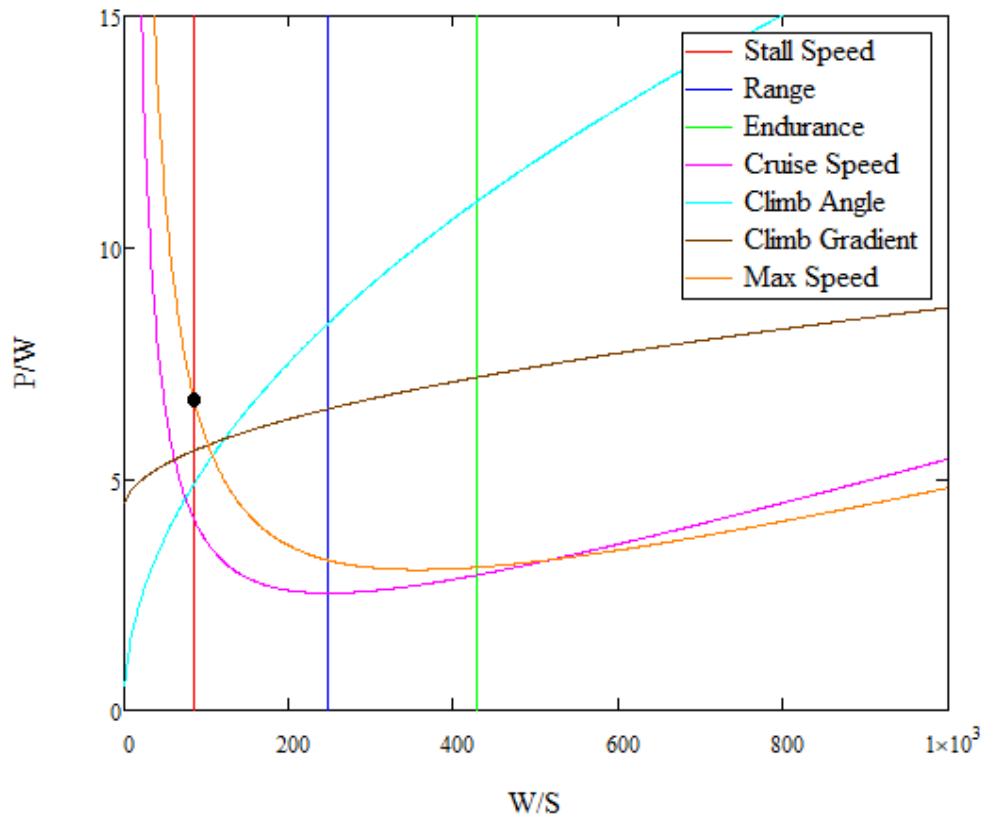


FIGURA 3.3: Gráfico do *design point*

TABELA 3.2: Características e resultados da determinação do *design point*

Característica	Valor introduzido
V_{stall}	10 m/s
V_{max}	120 km/h
C_{Lmax}	1,4
ρ_o	1,225 kg/m ³
γ	10°
Característica	Resultado
$\left(\frac{W}{S_{wing}}\right)$	85,75 N/m ²
$\left(\frac{P}{W}\right)$	6,72 m/s
S_{wing}	1,566 m ²

3.3 Projeto da Asa Principal

A asa principal do VANT é a principal superfície geradora de sustentação (*lift*), L . Contudo, a asa cria também outros dois efeitos indesejados, resistência aerodinâmica (*drag*), D , e o coeficiente de momento de picada (*pitching moment coefficient*), C_m .

A asa é também um componente fundamental para a segurança de voo do VANT, especialmente, para garantir a sua estabilidade lateral, para isso possui, normalmente, os *ailerons* na borda de fuga nas secções exteriores da asa para controlar o movimento de *roll*.

O projeto da asa principal (*wing design*) consiste em selecionar as seguintes características da asa (Corke, 2001):

- A forma da secção transversal da asa principal (*airfoil cross-section shape*);
- O comprimento da corda aerodinâmica média (*mean aerodynamic chord length*), \bar{c} ;
- O alongamento (*aspect ratio*), AR ;
- O afilamento (*taper ratio*), λ ;
- O ângulo de flecha (*sweep angle*), Γ .

3.3.1 Forma da Secção da Asa

Como ponto de partida para a seleção da forma da secção da asa (*airfoil wing selection*), considera-se as condições em voo cruzeiro, onde a força de sustentação é igual ao peso do VANT. Assim, ao substituir-se a força de sustentação, L , pelo peso do VANT, W , na equação 3.16 (Corke, 2001), obtém-se o coeficiente de sustentação de projeto, $(C_L)_{design}$, através da equação 3.17.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{wing}} \quad (3.16)$$

$$(C_L)_{design} = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{wing}} \quad (3.17)$$

Um fator importante na seleção da forma da secção da asa é a escolha da razão máxima entre a espessura e o comprimento da corda aerodinâmica da asa principal (*maximum thickness-to-chord ratio*), $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$.

Os estudos efetuados pelo *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) a diferentes formas da secção da asa mostram que o máximo coeficiente de sustentação (*maximum lift coefficient*), $C_{L_{max}}$, é função da $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$, como mostra a figura 3.4, e atinge um valor máximo quando $\left(\frac{t}{c}\right)_{max} \approx 14\%$ (NACA, 1945).

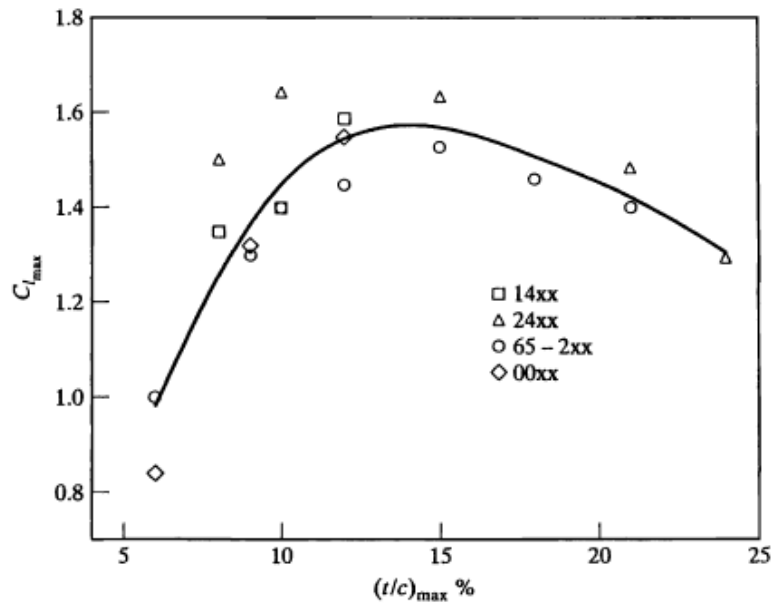


FIGURA 3.4: Gráfico de C_{Lmax} em função do $(\frac{t}{c})_{max}$ (Corke, 2001)

Os dados da literatura mostram que os valores $(\frac{t}{c})_{max}$ utilizados, como representado na figura 3.5 em função do valor de Mach de projeto, para aeronaves que voam a baixas velocidades ($Mach \leq 0,3$) tende a aproximar-se de 14%.

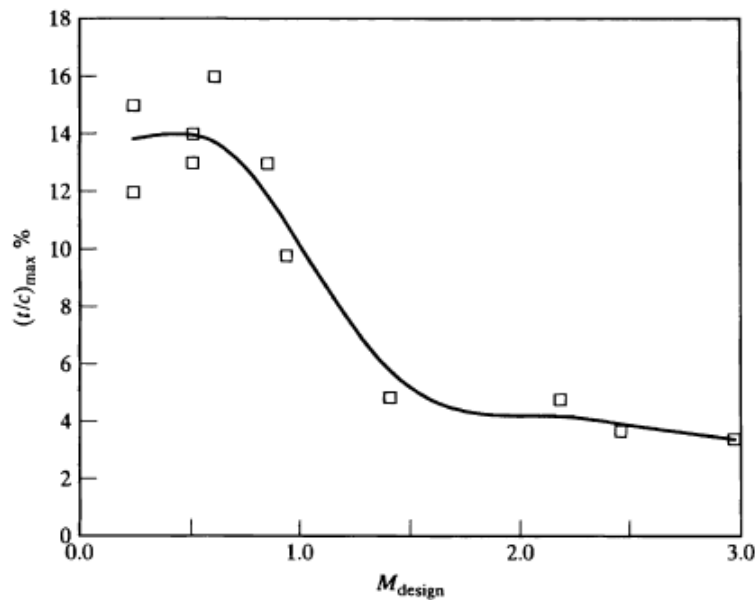


FIGURA 3.5: Gráfico de $(\frac{t}{c})_{max}$ em função do M_{design} (Corke, 2001)

Outro fator importante na seleção da forma da secção da asa é a escolha do coeficiente de momento de picada, C_m , que deve ser negativo, mas o mais próximo

3.3. Projeto da Asa Principal

de zero possível, permitindo reduzir a área do estabilizador horizontal, responsável por contrabalançar o C_m da asa principal.

Para o VANT em desenvolvimento, das formas da seção da asa da família da Série de 4-dígitos desenvolvida pelo NACA, onde o primeiro dígito corresponde à máxima curvatura (*camber*), $0,04c$, o segundo dígito corresponde à posição da máxima curvatura, $0,4c$, e os últimos dois dígitos representam, em percentagem, $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$, estudou-se as seguintes:

- NACA 1412;
- NACA 2412;
- NACA 3412;
- NACA 4412;
- NACA 1414;
- NACA 2414;
- NACA 3414;
- NACA 4414;
- NACA 1415;
- NACA 2415;
- NACA 3415;
- NACA 4415.

Em primeiro lugar, realizou-se uma primeira análise do desempenho do conjunto perfis com igual $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ através do programa XFLR5, para um valor de Reynolds, Re_x , igual a 900 000 obtido através da equação 3.18 (Corke, 2001), cujos resultados são apresentados nas figuras 3.6, 3.7 e 3.8 e se encontram resumidos no quadro-resumo da figura 3.9,

$$Re_x = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} \quad (3.18)$$

onde ρ é a densidade do ar, V é a velocidade do VANT e L é o comprimento da corda média aerodinâmica da asa principal.

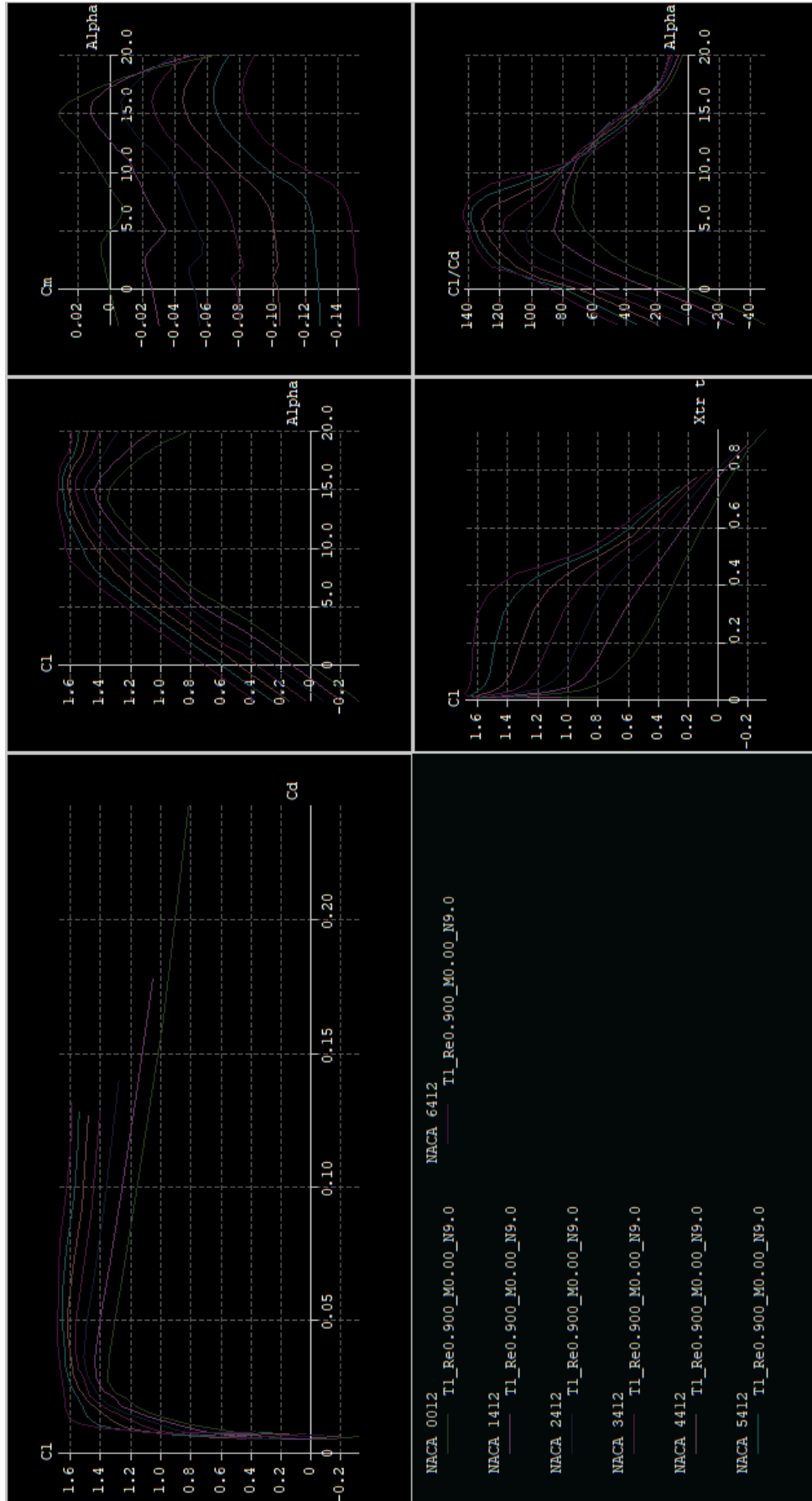


FIGURA 3.6: Análise da performance das formas da seção transversal com $(\frac{t}{c})_{max} = 12\%$ através do programa XFRLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l em função de X_{trt} e gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)

3.3. Projeto da Asa Principal

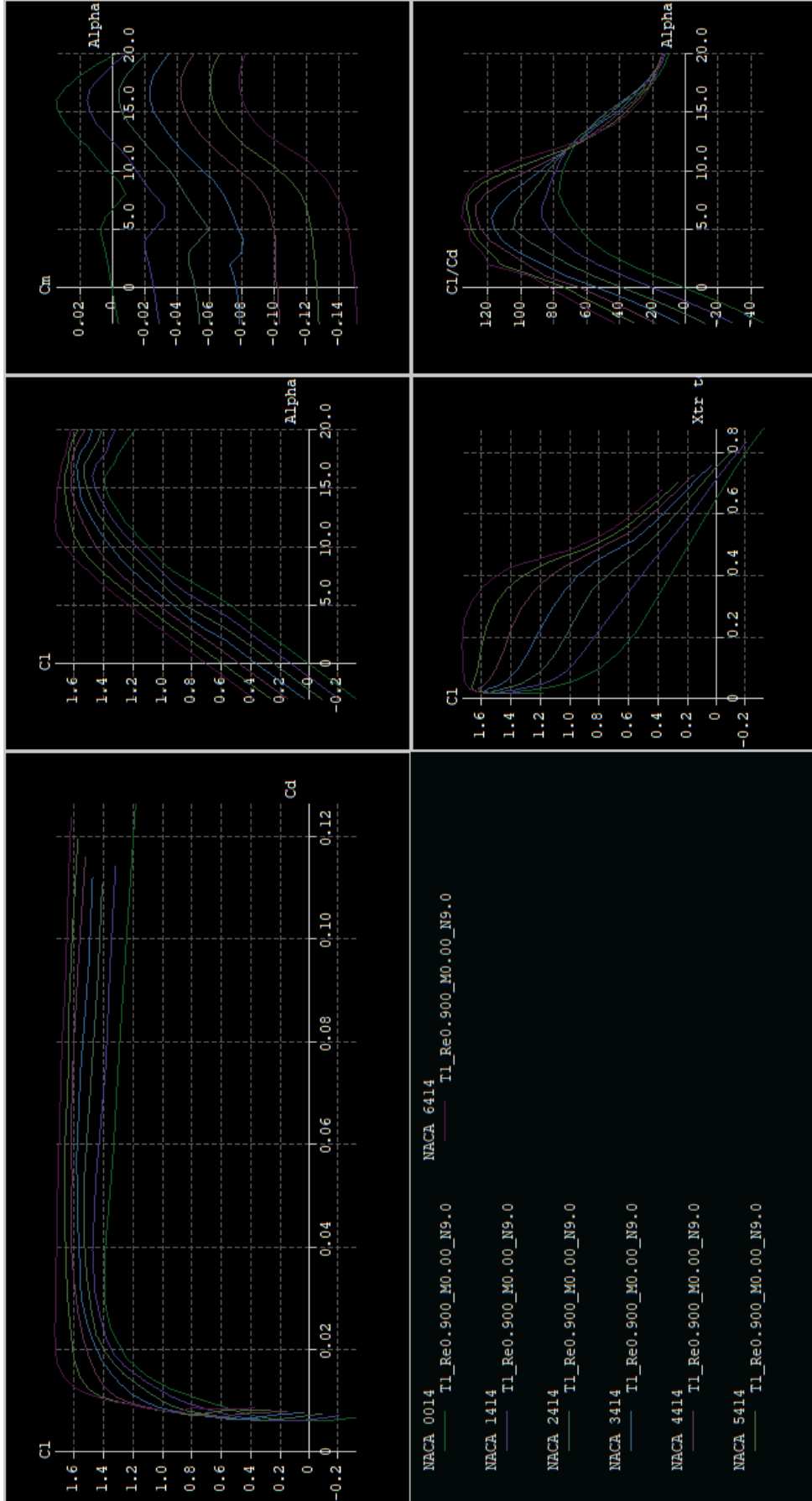


FIGURA 3.7: Análise da performance das formas da seção transversal com $(\frac{t}{c})_{max} = 14\%$ através do programa XFRLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)

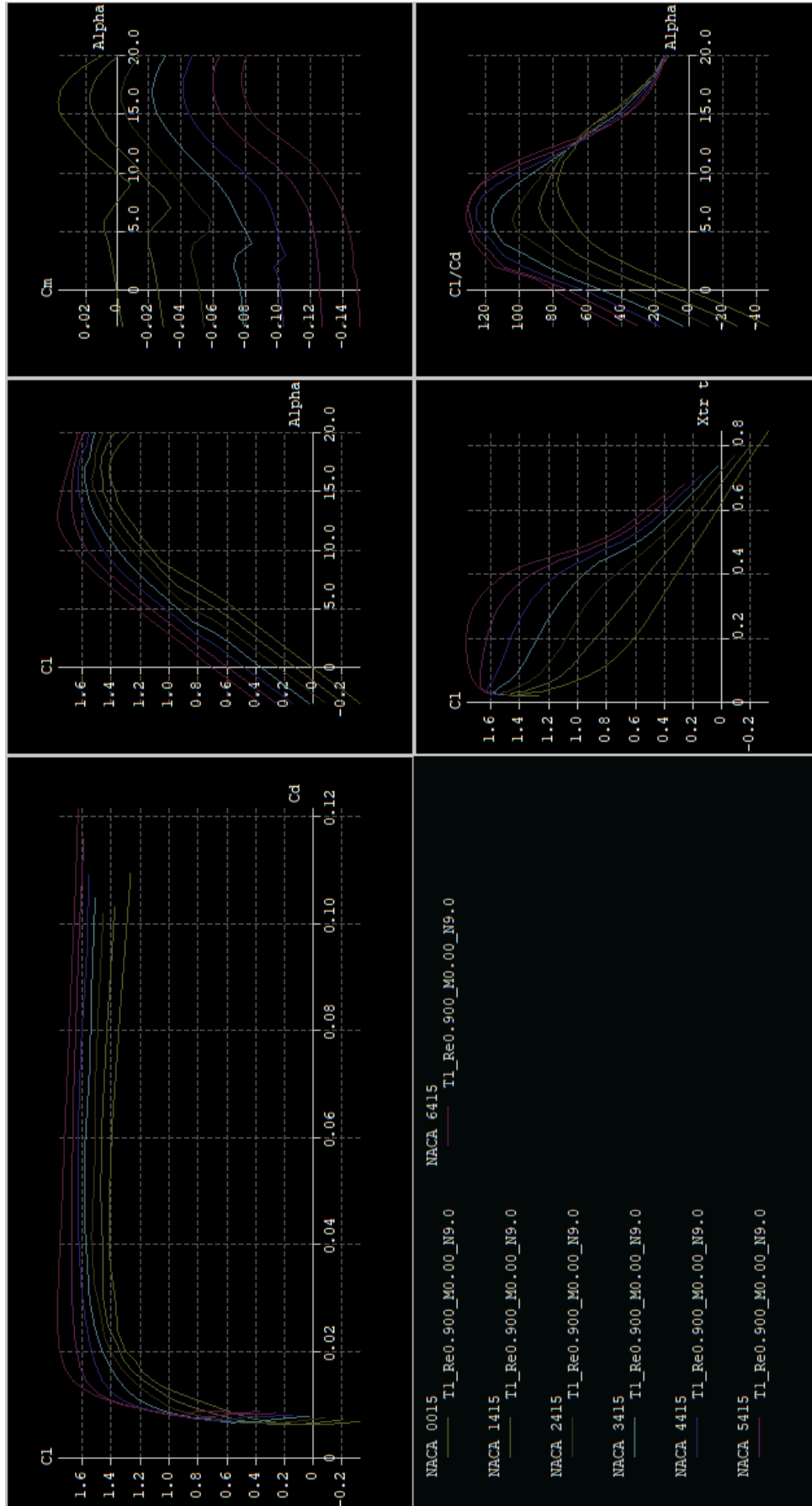


FIGURA 3.8: Análise da performance das formas da seção transversal com $(\frac{t}{c})_{max} = 15\%$ através do programa XFRLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l em função de X_{tr} e gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)

3.3. Projeto da Asa Principal

NACA airfoil	Cd @Cl cruise	Cl max	L/D @alpha cruise	Alpha stall	Cm @alpha stall	Perda
0012	0.0058	1.34	0	14	0.027	Abrupta
1412	0.0055	1.4	21	15	0.012	Abrupta
2412	0.0059	1.5	41	15	-0.008	Suave
3412	0.0069	1.56	59	15	-0.028	Suave
4412	0.0076	1.6	68	15	-0.047	Suave
5412	-	1.64	77	16	-0.064	Suave
6412	-	1.68	87	14	-0.088	Suave
0014	0.0063	1.38	0	15	0.033	Abrupta
1414	0.0062	1.47	20	16	0.015	Abrupta
2414	0.0065	1.53	37	16	-0.004	Suave
3414	0.0074	1.57	53	17	-0.023	Suave
4414	0.0079	1.61	63	15	-0.045	Suave
5414	-	1.66	72	16	-0.062	Suave
6414	-	1.72	82	12	-0.107	Suave
0015	0.0066	1.4	0	17	0.034	Abrupta
1415	0.0064	1.46	19	17	0.016	Abrupta
2415	0.0067	1.52	35	16	-0.003	Suave
3415	0.0076	1.58	51	16	-0.022	Suave
4415	0.0081	1.62	61	16	-0.042	Suave
5415	-	1.66	70	15	-0.064	Suave
6415	-	1.76	78	13	-0.1	Suave

FIGURA 3.9: Quadro-resumo dos resultados obtidos na análise efetuada através do XFRLR5 das diversas formas da secção transversal em estudo

De seguida, seleccionou-se as formas com o desempenho mais favorável para as condições de projeto do VANT, nomeadamente, NACA 2412, 2414 e 2415, e efetuou-se uma segunda análise destas formas através do XFLR5 (figura 3.11), para valores de Reynolds igual a 900 000, 600 000 e 300 000.

Em conclusão, seleccionou-se o NACA 2412 (figura 3.10) para a secção transversal da asa principal, uma vez que apresenta o menor valor de C_d para o C_l de voo cruzeiro, apresentado um bom desempenho nos restantes parâmetros avaliados.

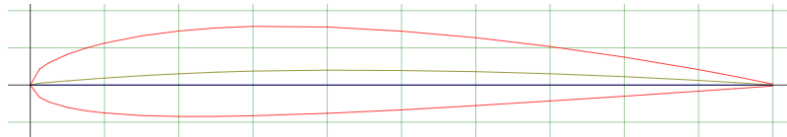


FIGURA 3.10: Forma da secção transversal da NACA 2412²³

²³Fonte: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca2412-il>.

3.3. Projeto da Asa Principal

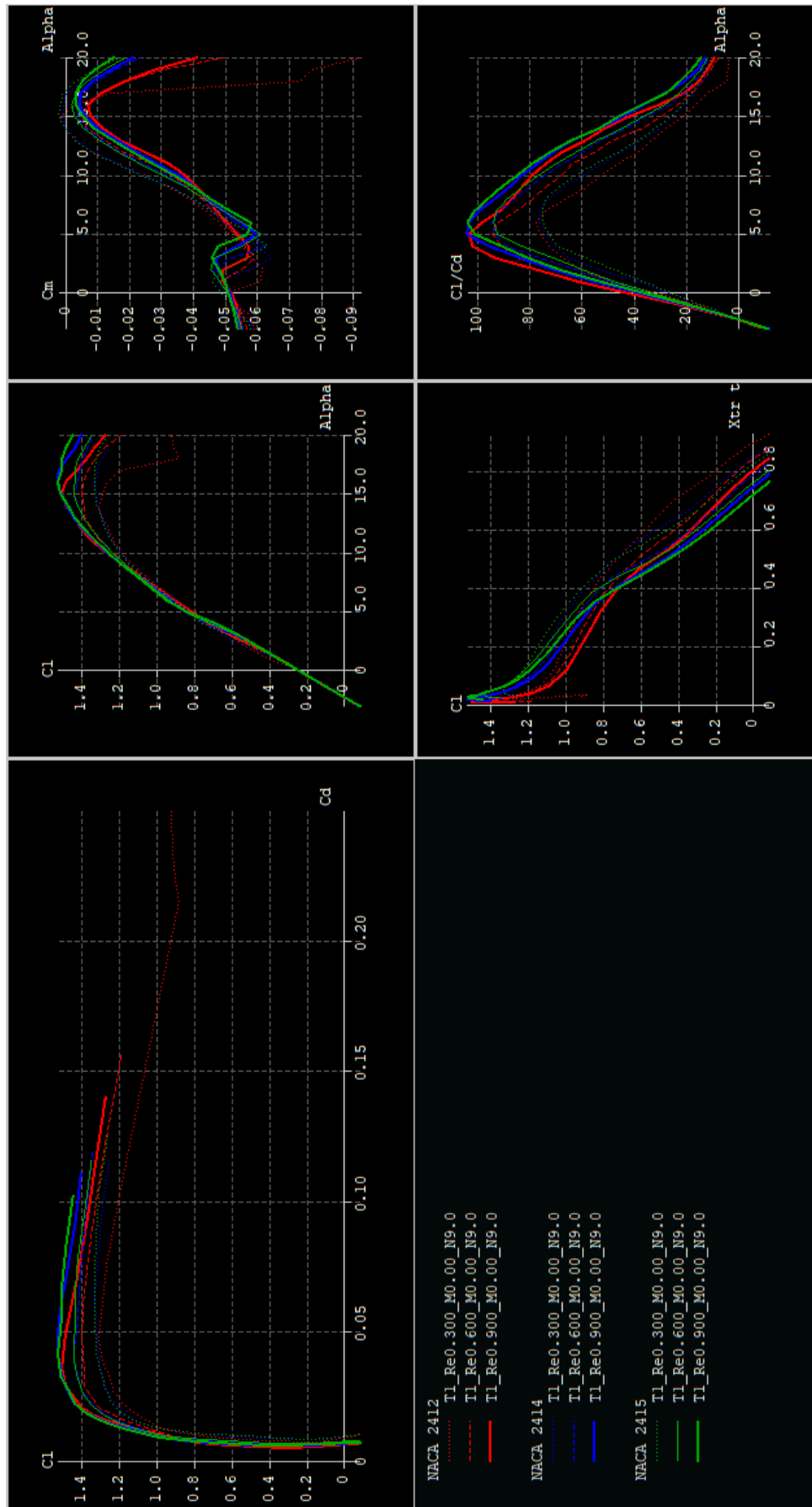


FIGURA 3.11: Análise da performance das formas da secção transversal NACA 2412, 2414 e 2415 através do programa XFRLR5: gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_d , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)

3.3.2 Geometria da Planta da Asa

O passo seguinte do projeto da asa principal consiste em definir a sua planta tridimensional. O objetivo desta fase de projeto é reduzir a resistência aerodinâmica provocada pela asa principal, que depende, principalmente, do alongamento e do afinamento.

O alongamento (*aspect ratio*), AR , é definido pela equação 3.19 (Corke, 2001),

$$AR = \frac{b^2}{S_{wing}} \quad (3.19)$$

onde b é a envergadura da asa principal. O afinamento (*taper ratio*), λ , é definido pela equação 3.20 (Corke, 2001),

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{root}} \quad (3.20)$$

onde c_{root} e c_{tip} são a corda da asa na sua origem e corda da asa na sua extremidade, respetivamente. Da teoria da linha de sustentação de Prandtl, a asa com uma plataforma plana e elíptica gera o mínimo de resistência aerodinâmica possível, como mostra a figura 3.12, contudo, esta é o tipo de plataforma mais difícil de construir. Pelo que, geralmente, utilizou-se a plataforma trapezoidal que mais se aproxima da plataforma elíptica, com um $\lambda = 0,4$ (Corke, 2001).

Para o VANT em desenvolvimento, a diferença entre a resistência aerodinâmica produzida por uma plataforma retangular e uma plataforma trapezoidal não é significativa, devido à baixa velocidade de operação, sendo que a plataforma retangular é mais fácil de construir.

Em relação à escolha do ângulo de flecha (*sweep angle*) no bordo de ataque do VANT, Δ_{LE} , os dados históricos representados na figura 3.13 mostram que para velocidades inferiores a $M = 1$ o Δ_{LE} diminui de forma acentuada e, para velocidades subsónicas ($M \leq 0,3$) o Δ_{LE} é mesmo zero.

3.3.3 Coeficiente de Sustentação 3D

Os resultados obtidos anteriormente para o coeficiente de sustentação são relativos a modelos 3D, com uma das dimensões igual a infinito, ou seja, modelos

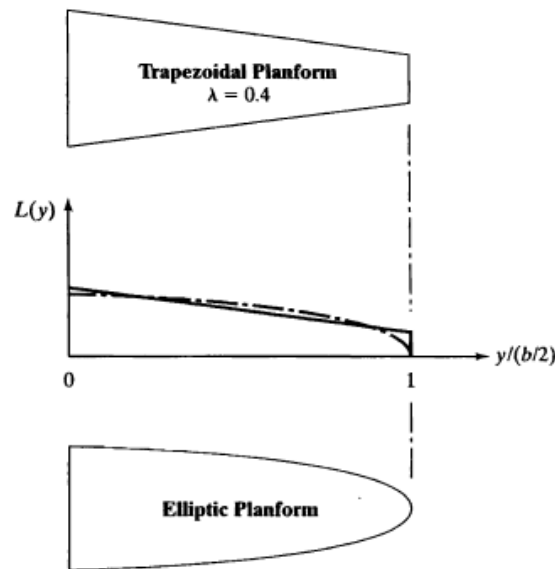


FIGURA 3.12: Distribuição da sustentação gerada por uma plataforma trapezoidal (na parte superior) e elíptica (na parte inferior) (Corke, 2001)

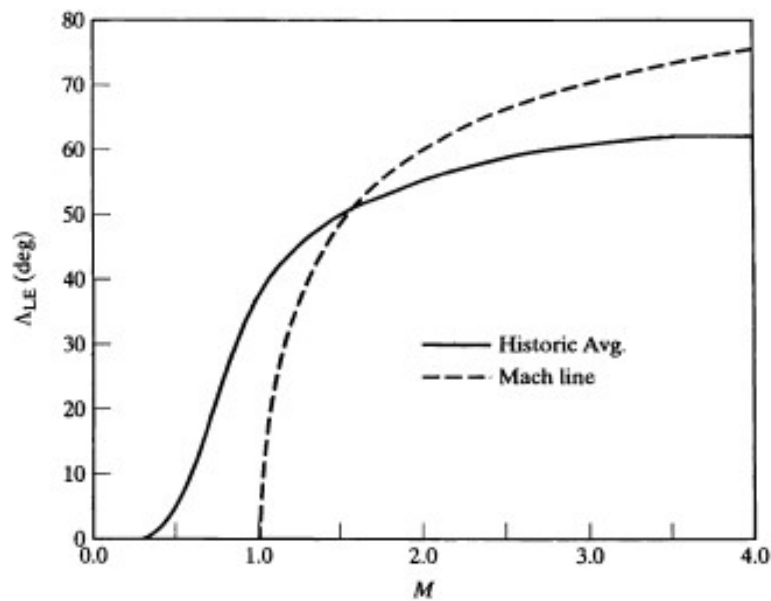


FIGURA 3.13: Dados históricos do *sweep angle* no bordo de ataque em função do número de Mach (Corke, 2001)

2D da secção transversal da asa. Uma vez que agora são conhecidas as características da plataforma tridimensional da asa principal é necessário corrigir estes valores.

Em primeiro lugar, corrigir o declive da derivada $\left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right)$ derivada da teoria, para velocidades subsónicas, através da equação 3.21 (Corke, 2001),

$$\left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right)_{3D} = \frac{2 \cdot \pi \cdot AR}{2 + \sqrt{4 + (AR \cdot \beta)^2 \cdot \left[1 + \frac{\tan^2\left(\Lambda_{\left(\frac{t}{c}\right)_{max}}\right)}{\beta^2}\right]}} \quad (3.21)$$

onde β é definido pela equação 3.22 (Corke, 2001),

$$\beta = \sqrt{1 - M_{eff}^2} \quad (3.22)$$

onde M_{eff} é o número de *Mach* efetivo, definido pela equação 3.23 (Corke, 2001),

$$M_{eff} = M_\infty \cdot \cos(\Lambda_{LE}) \quad (3.23)$$

onde M_∞ é o número de *Mach* de projeto.

Assim, obtém-se o coeficiente de sustentação 3D, calculado pela equação 3.24 (Corke, 2001),

$$(C_L)_{3D} = \frac{dC_L}{d\alpha} \cdot \alpha + C_{L\alpha=0} \quad (3.24)$$

onde $C_{L\alpha=0}$ é o coeficiente de sustentação gerado quando o ângulo de ataque (AoA) é 0° , definido pela equação 3.25 (Corke, 2001),

$$C_{L\alpha=0} = -\frac{dC_L}{d\alpha} \cdot \alpha_{C_L=0} \quad (3.25)$$

onde $\alpha_{C_L=0}$ é o AoA, α , para o qual o coeficiente de sustentação é nulo, retirado da leitura do gráfico (figura 3.11).

3.3.4 Coeficiente de Resistência Aerodinâmica

O coeficiente de resistência aerodinâmica da asa principal, $C_{D_{wing}}$, é definida pela soma das parcelas da equação 3.26 (Corke, 2001),

$$C_{D_{wing}} = C_{D_0} + k \cdot C_L^2 + k' (C_L - C_{L_{minD}}) \quad (3.26)$$

3.3. Projeto da Asa Principal

onde C_{D_0} é o coeficiente de resistência aerodinâmica base, $(k \cdot C_L^2)$ é o coeficiente de resistência aerodinâmica induzido pela sustentação (*lift-induced drag*), C_{D_i} , e a terceira parcela corresponde à resistência aerodinâmica produzida adicionalmente por perdas viscosas (nesta fase do projeto, não será considerado).

O coeficiente de resistência aerodinâmica base produzido pelo efeito da fricção é definido pela equação 3.27 (Corke, 2001),

$$C_{D_o} = C_f \cdot F \cdot Q \cdot \frac{S_{wet}}{S} \quad (3.27)$$

onde C_f é o coeficiente de fricção, definido pela equação 3.28 (Corke, 2001) para escoamentos laminares, quando $\sqrt{Re_x} < 1000$, e pela equação 3.29 (Corke, 2001) para escoamentos turbulentos, quando $\sqrt{Re_x} \geq 1000$, F é o fator de forma, definido pela equação 3.30 (Corke, 2001), Q é o fator de interferência (o seu valor depende da configuração da asa do VANT, tabela 3.3), e S_{wet} é a área molhada da asa, calculada pela equação 3.31 (Corke, 2001), quando $\left(\frac{t}{c}\right)_{max} > 0.05$.

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_x}} \quad (3.28)$$

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re_x)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} \quad (3.29)$$

$$F = \left[1 + \frac{0.6}{\left(\frac{x}{c}\right)_m} \cdot \left(\frac{t}{c}\right) + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^4 \right] \cdot \left[1.34 \cdot M^{0.18} \cos^{0.28} \left(\Lambda_{\left(\frac{t}{c}\right)_{max}} \right) \right] \quad (3.30)$$

$$S_{wet} = S_{wing} \cdot \left[1.977 + 0.52 \left(\frac{t}{c}\right)_{max} \right] \quad (3.31)$$

TABELA 3.3: Valores do fator de interferência, Q , para diferentes configurações (Corke, 2001)

Configuração	Q
<i>Wing-Mounted Nacelle or Store</i>	1, 5
<i>Wing-Tip Missile</i>	1, 25
<i>High-Wing, Mid-Wing</i>	1
<i>Well Filleted Low-Wing</i>	1
<i>Unfilleted Low-Wing</i>	1, 25

3.3.5 Resultados

A tabela 3.4 apresenta as características e os resultados obtidos no projeto da asa principal, tendo sido utilizado o programa de desenho assistido por computador (*computer aided design* - CAD) SolidWorks, para desenvolver o modelo 3D da asa principal, como ilustrado na figura 3.14.

TABELA 3.4: Características e resultados da asa principal

Característica	Valor introduzido
$(C_L)_{design}$	0,19
b	3 m
M	0,082 Mach
$(Re_x)_{Cruise}$	950 952
Q	1
Forma da secção da asa: NACA 2412	Resultado
Máxima espessura	12,00 %
Posição de máxima espessura	29,63 %
Máximo <i>camber</i>	2,00 %
Posição de máximo <i>camber</i>	39,74 %
Plataforma da asa	Resultado
c_{root}	0,5 m
c_{tip}	0,5 m
\bar{c}	0,5 m
λ	1
Δ_{LE}	0°
Δ_{TE}	0°
$\Delta(\frac{\epsilon}{4})$	0°
$\Delta(\frac{t}{c})_{max}$	0°
Característica	Resultados
$(\frac{dC_L}{d\alpha})_{2D}$	2π
$[(C_L)_{max}]_{2D}$	1,50
$(\frac{dC_L}{d\alpha})_{3D}$	4,54
$\alpha[(C_L)_{3D}=(C_L)_{design}]$	0,25°
C_{D_o}	$2,989 \cdot 10^{-3}$
C_{D_i}	$2,088 \cdot 10^{-3}$
C_D	$5,077 \cdot 10^{-3}$

3.4 Projeto do Estabilizador Vertical e Horizontal

Por sua vez o estabilizador vertical é responsável por gerar uma força aerodinâmica direcional e fornecer estabilidade direcional ao VANT. Neste caso, é onde se

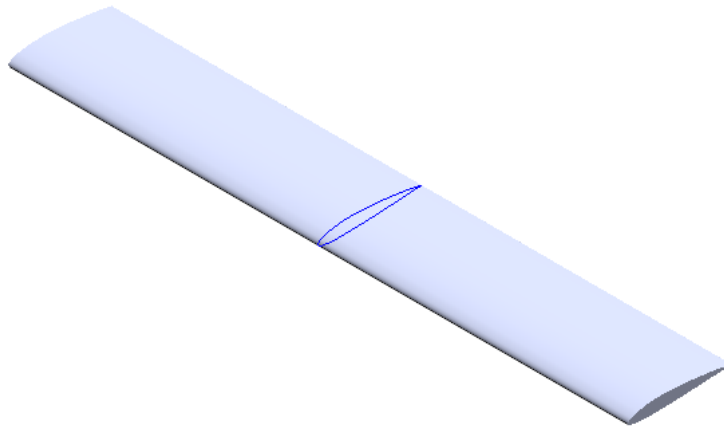


FIGURA 3.14: Projeto da asa principal em SolidWorks

localiza o leme de direção (*rudder*) do VANT, parte móvel do estabilizador vertical, que permite o controlo da direção do VANT.

A principal função do estabilizador horizontal é gerar uma força aerodinâmica longitudinal, que irá compensar o momento de picada gerado pela asa principal, e garantir a estabilidade longitudinal do VANT. O leme de profundidade (*elevator*) está também localizado no estabilizador horizontal, sendo uma parte móvel deste, a qual irá permitir o controlo longitudinal do VANT.

O projeto da empenagem do VANT (estabilizador vertical e horizontal) consiste em estimar a posição da empenagem em relação à asa principal, através da distância ótima entre o centro aerodinâmico da asa principal e o centro aerodinâmico dos estabilizadores vertical e horizontal, $(l_{tail})_{optimum}$, estimada para fuselagens cónicas através da equação 3.32 (Sadraey, 2013),

$$(l_{tail})_{optimum} = K_c \cdot \sqrt{\frac{4 \cdot \bar{c} \cdot S_{wing} \cdot C_{HT}}{\pi \cdot D_f}} \quad (3.32)$$

onde K_c é uma constante, C_{HT} é o coeficiente de volume do estabilizador horizontal e D_f é o diâmetro máximo da fuselagem.

O $(l_{tail})_{optimum}$ minimiza as áreas dos estabilizadores vertical e horizontal, minimizando a resistência aerodinâmica provocada pela empenagem do VANT.

Assim, as áreas dos estabilizadores vertical e horizontal são calculadas através das equações 3.33 e 3.34 (Corke, 2001), respetivamente,

$$S_{VT} = C_{VT} \frac{b_{wing} \cdot S_{wing}}{l_{VT}} \quad (3.33)$$

$$S_{HT} = C_{HT} \frac{\bar{c}_{wing} \cdot S_{wing}}{l_{HT}} \quad (3.34)$$

onde C_{VT} e C_{HT} são os coeficientes de volume para o estabilizador vertical e horizontal, respetivamente, b_{wing} , S_{wing} e \bar{c}_{wing} são características da asa principal e l_{VT} e l_{HT} são as distâncias entre o centro aerodinâmico da asa principal e os centros aerodinâmicos dos estabilizadores vertical e horizontal, respetivamente.

Após conhecer as características das plataformas dos estabilizadores vertical e horizontal interessa escolher também a forma da secção transversal dos estabilizadores vertical e horizontal. Relembrado que a configuração da cauda é em "T", é importante que o estabilizador vertical seja estruturalmente mais resistente que o estabilizador horizontal e, por isso, a $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ do estabilizador vertical seja maior do que a $\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ do estabilizador horizontal.

Uma vez que estas superfícies sustentadores visam apenas o controlo do VANT, a forma da sua secção transversal também deverá ser simétrica e apresentar o menor coeficiente de arrasto base, C_{D_o} , para um AoA de 0° .

Com base na literatura, as formas da secção transversal dos estabilizadores mais utilizadas na aeronáutica são o NACA 0009 e o NACA 0012 (Sadrey, 2012), ilustradas nas figuras 3.15 e 3.15, respetivamente.

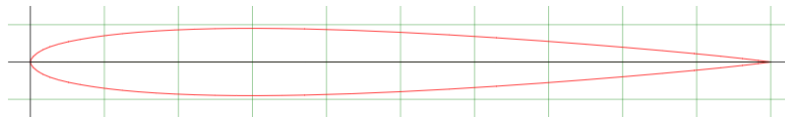


FIGURA 3.15: Forma da secção transversal da NACA 0009²⁴

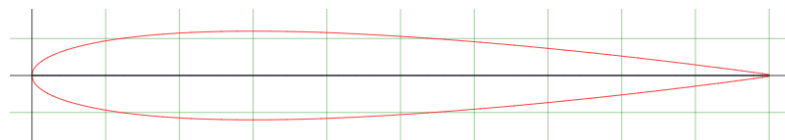


FIGURA 3.16: Forma da secção transversal da NACA 0012²⁵

De seguida, realizou-se uma análise do desempenho das formas seleccionadas, NACA 0009 e 0012, através do programa XF5R, cujos resultados são apresentados na figura 3.17.

²⁴Fonte: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il>.

²⁵Fonte: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>.

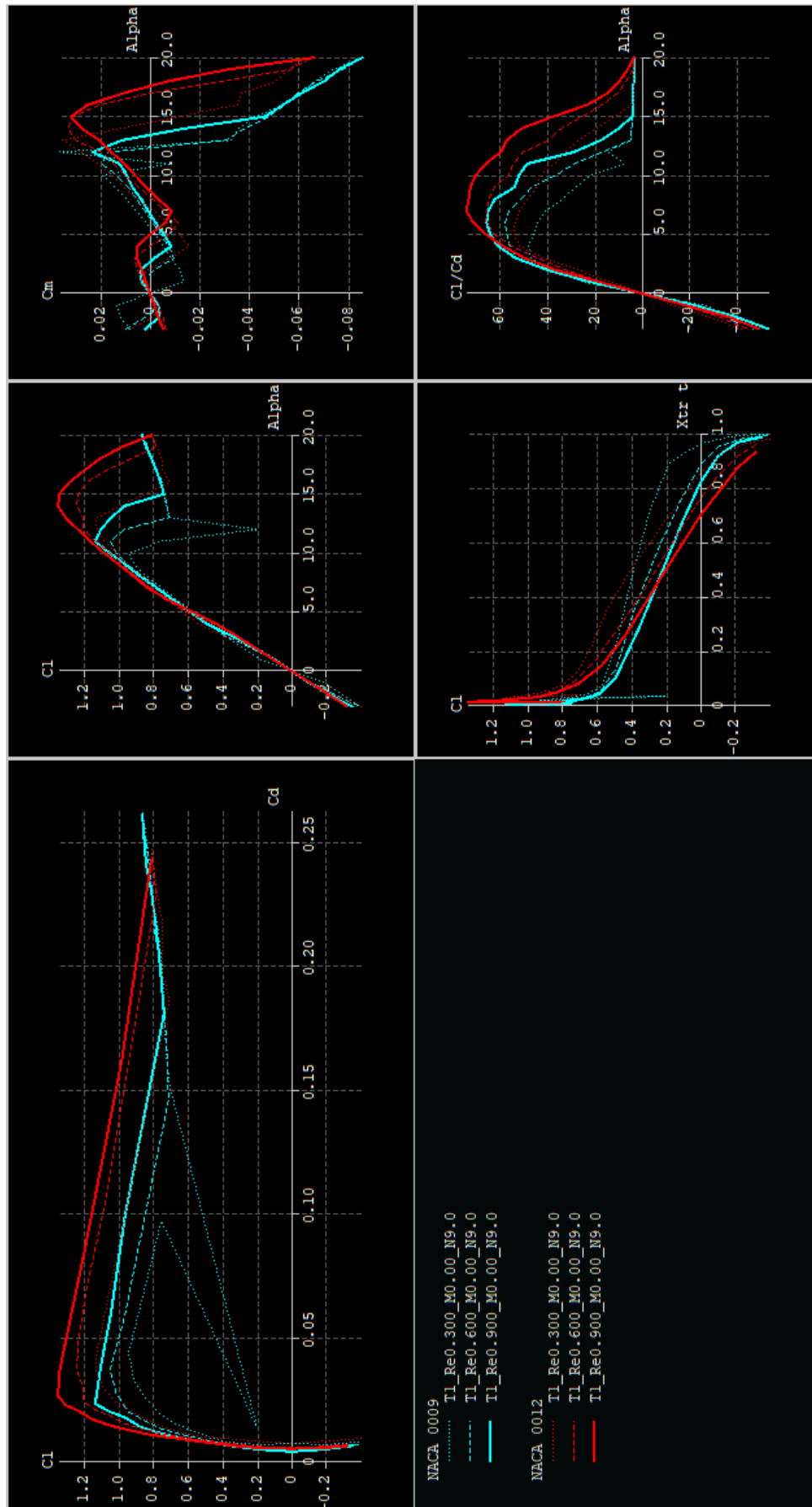


FIGURA 3.17: Análise da performance das formas da secção transversal NACA 0009 e 0012 através do programa XFRLR5: gráfico de C_l em função de C_d , gráfico de C_l em função de α , gráfico de C_m em função de α , gráfico de C_l em função de X_{trt} e gráfico de C_l/C_d em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)

3.4.1 Resultados

As tabelas 3.5 e 3.6 apresentam as características e os resultados obtidos no projeto do estabilizador vertical e horizontal, respetivamente.

TABELA 3.5: Características e resultados do estabilizador vertical

Característica	Valor introduzido
l_{tail}	1,449
C_{VT}	0,038
$(Re_x)_{Cruise}$	788 734
Q	1,05
Forma da secção da asa: NACA 0012	Resultado
Máxima espessura	12 %
Posição de máxima espessura	30 %
Máximo <i>camber</i>	0 %
Posição de máximo <i>camber</i>	0 %
Plataforma da asa	Resultado
S_{VT}	0,123 m ²
AR	1,2
b_{VT}	0,385 m
c_{root}	0,401 m
c_{tip}	0,240 m
\bar{c}	0,327 m
λ	0,6
Δ_{LE}	35°
Característica	Resultados
C_{D_o}	$2,975 \cdot 10^{-5}$

Nas figuras 3.18, 3.19 e 3.20 apresenta-se o modelo 3D, desenvolvido em SolidWorks, do projeto do estabilizador vertical, do estabilizador horizontal e o seu conjunto que forma a cauda do VANT), respetivamente.

3.5 Projeto da Fuselagem

A principal função da fuselagem é englobar todos os sistemas de voo e a carga necessária a transportar para a execução da missão atribuída. As dimensões da fuselagem serão as mínimas necessárias para acomodar todos os componentes. A forma da fuselagem será aquela que cumprindo os requisitos anteriores, permita reduzir ao máximo a resistência aerodinâmica provocada pela fuselagem, D .

TABELA 3.6: Características e resultados do estabilizador horizontal

Característica	Valor introduzido
l_{tail}	1,449
C_{HT}	0,6
$(Re_x)_{Cruise}$	788 734
Q	1,05
Forma da secção da asa: NACA 0009	Resultado
Máxima espessura	9 %
Posição de máxima espessura	30 %
Máximo <i>camber</i>	0 %
Posição de máximo <i>camber</i>	0 %
Plataforma da asa	Resultado
S_{HT}	0,324 m ²
AR	5,61
b_{HT}	1,349 m
c_{root}	0,240 m
c_{tip}	0,240 m
\bar{c}	0,240 m
λ	1
Δ_{LE}	5°
Característica	Resultados
C_{D_o}	$8,744 \cdot 10^{-5}$

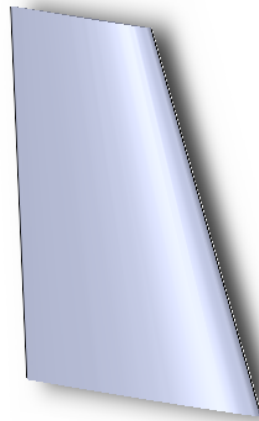


FIGURA 3.18: Projeto do estabilizador vertical em SolidWorks

3.5.1 Forma da Fuselagem

No projeto da fuselagem, deve ser tido em conta que a razão entre o diâmetro máximo e o comprimento da fuselagem, $\left(\frac{d}{l}\right)$, designada como a razão de finura (*fineness ratio*), que minimiza o coeficiente de resistência aerodinâmica é aproximadamente 0,3 como mostra a figura 3.21.

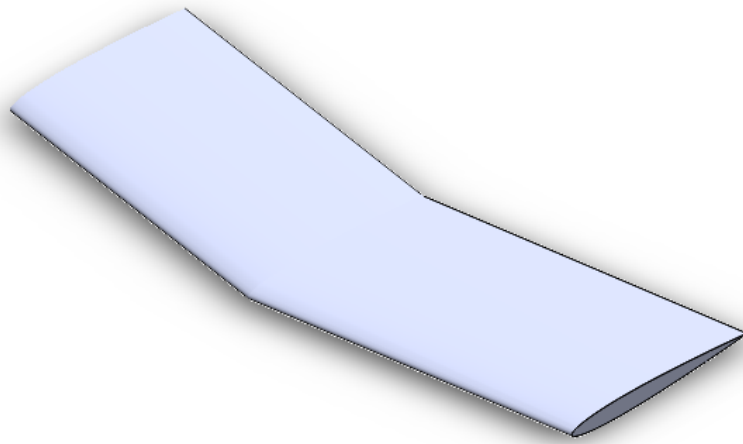


FIGURA 3.19: Projeto do estabilizador horizontal em SolidWorks

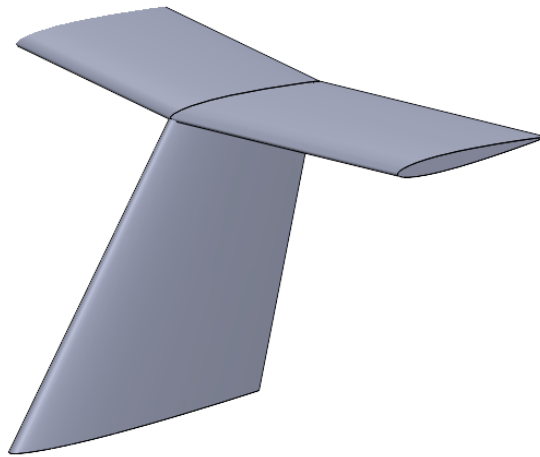


FIGURA 3.20: Projeto da cauda em SolidWorks

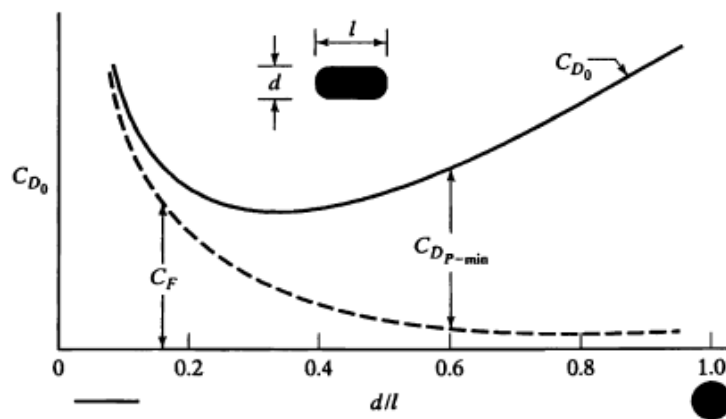


FIGURA 3.21: Evolução do coeficiente de arrasto em função da razão de finura (Corke, 2001)

3.5. Projeto da Fuselagem

A forma inicial da fuselagem foi baseada na forma de Sears-Haack, definida pela equação 3.35 (Corke, 2001) e ilustrada na figura 3.22,

$$\left(\frac{r(x)}{r(0)}\right)^2 = \left[1 - \left(\frac{2x}{l}\right)^2\right]^{\frac{3}{2}} \quad (3.35)$$

onde $r(0)$ é o diâmetro máximo da fuselagem e l é o comprimento da fuselagem.

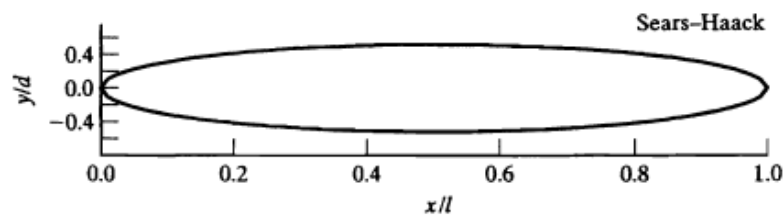


FIGURA 3.22: Forma de Sears-Haack (Corke, 2001)

Contudo, como as dimensões da fuselagem não permitem ligar estruturalmente a asa principal à cauda, será necessário prolongar a fuselagem através de um *tail boom*, garantindo assim o braço da cauda (*tail arm*) e os requisitos de estabilidade longitudinal e direcional para manter a segurança em voo, como apresentado na figura 3.23.

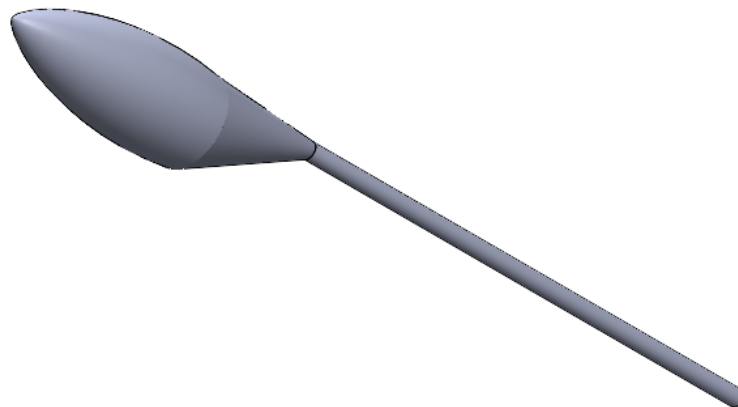


FIGURA 3.23: Projeto da fuselagem em SolidWorks

3.5.2 Coeficiente de Resistência Aerodinâmica

O coeficiente de resistência aerodinâmica da fuselagem, $C_{D_{fuselage}}$, tem duas componentes: uma componente gerada pela efeito de fricção (*friction drag*), F_f ,

e outra componente gerada pelo efeito de onda (*wave drag*), F_W , como mostra a equação 3.36 (Corke, 2001),

$$C_{D_{fuselage}} = \frac{F_f + F_W}{q \cdot S_{wing}} \quad (3.36)$$

Uma vez que a velocidade de voo do VANT é subsônica ($M \leq 0,3$), a força de arrasto gerada pelo efeito de onda é nula.

A força de resistência aerodinâmica provocada pelo efeito de fricção é definida pela equação 3.37 (Corke, 2001),

$$F_f = q \cdot A_{wet} \cdot C_f \cdot F \cdot Q \quad (3.37)$$

onde A_{wet} é a área molhada da fuselagem, C_f é o coeficiente de fricção, definido pela equação 3.38 (Corke, 2001) para escoamentos laminares, quando $\sqrt{Re_x} < 1000$, e pela equação 3.39 (Corke, 2001) para escoamentos turbulentos, quando $\sqrt{Re_x} \geq 1000$, F é o fator de forma, definido pela equação 3.40 (Corke, 2001), e Q é o fator de interferência (negligenciado para a maioria das formas da fuselagem).

$$C_f = \frac{1.328}{\sqrt{Re_x}} \quad (3.38)$$

$$C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re_x)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} \quad (3.39)$$

$$F = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400} \quad (3.40)$$

3.5.3 Câmara *Gimbal*

Para a realização de vigilância marítima, missões SAR ou missões ISR, é imprescindível o transporte de uma câmara, um sensor ou um conjunto de sensores integrados (óticos, infravermelhos, gravitacionais, de temperatura, entre outros), mais comumente conhecido por *UAV gimbal*. Estes equipamentos constituem a carga a transportar pelo VANT.

Na figura 3.24 encontram-se representados alguns exemplos de *UAV gimbal*s.



FIGURA 3.24: Exemplos de câmaras tipo *gimbals*²⁶

Na tabela 3.7 são indicadas as principais características da USG 212.

TABELA 3.7: Principais características da *UAV gimbal* USG 212 EO/IR Gimbal²⁷

Característica	Valor
Massa	2, 3 kg
Largura	0, 152 m
Altura	0, 241 m
Alcance de comunicações	200 km
Câmara de dia	Full HD (30x optical zoom)
Câmara térmica	Flir Tau 2 (com 35 mm optical zoom)
Preço	42 500 €

Contudo, a *UAV gimbal* produz um arrasto extra no VANT, uma vez que se localiza fora da fuselagem do VANT. A figura 3.25 ilustra as posições alternativas da *UAV gimbal*.

Segundo Gundlach (2012), a câmara *gimbal* montada no nariz da aeronave é a configuração que produz um aumento menor do C_D inicial, apenas de 20 %.

²⁶(A) Fonte: <https://octopus.uavfactory.com/uav-payloads-equipment/epsilon-135-hd-day>; (B) Fonte: <https://octopus.uavfactory.com/uav-payloads-equipment/epsilon-140lc>; (C) Fonte: <https://octopus.uavfactory.com/uav-payloads-equipment/epsilon-140z>; (D) Fonte: <https://www.x-craft.co.nz/usg-211.html>; (E) Fonte: <https://dronemajor.net/brands/ukrspecsystems/products/usg-212>.

²⁷Fonte: <https://ukrspecsystems.com/drone-gimbals/usg-212>.

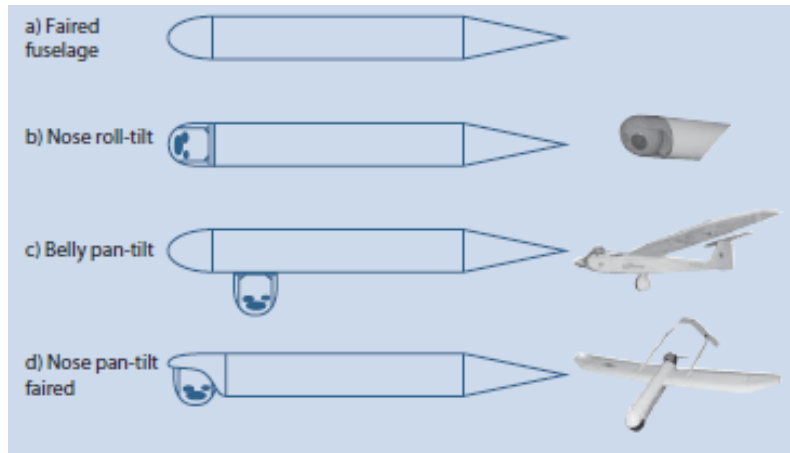


FIGURA 3.25: Posições alternativas da *UAV gimbal* (Gundlach, 2012)

A localização da câmara *gimbal* por baixo da fuselagem, é aquela que produz um maior aumento de resistência aerodinâmica, definida pela equação 3.41 (Gundlach, 2012). Por último, quando a *UAV gimbal* se encontra montada no nariz de forma apenas parcial, a resistência aerodinâmica produzida neste caso é reduzida em 50 % em relação à situação anterior.

$$C_{D(fuselage+gimbal)} = C_{D_o} + C_{D_{sphere}} \cdot \frac{S_{sphere}}{S_{Ref}} \quad (3.41)$$

3.5.4 Resultados

A tabela 3.8 apresenta as características e os resultados obtidos no projeto da fuselagem.

TABELA 3.8: Características e resultados do projeto da fuselagem

Característica	Valor introduzido
f	0,3
Q	1
Característica	Resultado
D_f	0,285 m
$l_{fuselage}$	0,95 m
C_{D_o}	0,003
$C_{D(fuselage+gimbal)}$	0,095

3.6 Propulsão

O motor é o principal componente do sistema de propulsão responsável por gerar potência para o VANT.

Para um VANT com hélice propulsor (*propeller-driven*), torna-se importante calcular o diâmetro do hélice e a potência de saída do motor (entregue ao veio do hélice).

O coeficiente impulso propulsivo (*thrust*), C_T , desenvolvido pela hélice é dado pela equação 3.42 (Corke, 2001),

$$C_T = \frac{T}{n^2 \cdot D_{prop}^4} \quad (3.42)$$

onde T é a impulsão propulsiva (*thrust*), n é o número de rotações por segundo da hélice e D_{prop} é o diâmetro da hélice.

O coeficiente de potência, C_P , requerido pela hélice é dado pela equação 3.43 (Corke, 2001),

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D_{prop}^5} \quad (3.43)$$

onde P é a potência requerida e ρ é a densidade do ar.

A eficiência da hélice, $\eta_{propeller}$, consiste na razão entre o *thrust* produzido pela hélice e a potência fornecida ao veio da hélice, definido na equação 3.44 (Corke, 2001),

$$\eta_{propeller} = \frac{\text{Thrust Power Output}}{\text{Shaft Power Input}} = \frac{T \cdot V_{air}}{P} \quad (3.44)$$

onde V_{air} é a velocidade verdadeira do ar.

A velocidade da extremidade das pás, V_{tip} , do hélice é calculada através da equação 3.45 (Corke, 2001).

$$V_{tip} = \pi \cdot n \cdot D_{prop} \quad (3.45)$$

O *advance ratio*, J , relaciona a velocidade verdadeira do ar com a velocidade da extremidade das pás, através da equação 3.46 (Corke, 2001).

$$J = \frac{V}{n \cdot D_{prop}} \quad (3.46)$$

De seguida, os valores de C_P e J são utilizados para determinar a eficiência da hélice através do gráfico da figura 3.26.

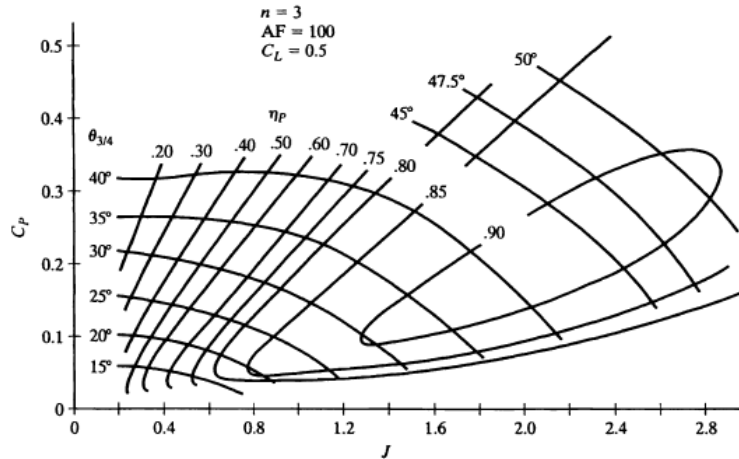


FIGURA 3.26: Rendimento do hélice para condições de cruzeiro (Corke, 2001)

Assim, é possível reescrever a equação 3.44 (Corke, 2001), o rendimento do hélice, substituindo as equações 3.42, 3.43 e 3.46.

$$\eta_{propeller} = J \frac{C_T}{C_P} \quad (3.47)$$

Por fim, é possível definir a equação 3.48 (Corke, 2001), isolando T e substituindo as equações 3.46 e 3.47.

$$T = \frac{P}{n \cdot D_{prop}} \cdot \frac{C_T}{C_P} \quad (3.48)$$

3.6.1 Resultados

A tabela 3.9 apresenta os resultados obtidos durante a fase de projeto e dimensionamento do sistema de propulsão. O diâmetro da hélice é determinado de tal forma que o impulso propulsivo gerado seja superior àquele que é requerido, ou seja, a resistência aerodinâmica do VANT.

TABELA 3.9: Características e resultados da sistema de propulsão

Característica	Valor introduzido
$T_{required}$	8,057 N
M_{tip}	$\leq 0,7 Mach$
$AR_{propeller}$	15
$D_{propeller}$	0,305 m = 12 in
Característica	Resultado
$P_{propeller}$	298,39 W
$\eta_{propeller}$	76,2 %
J	0,684
C_p	0,041
C_T	0,046
Número de pás	2
T_{output}	8,188 N

3.7 Projeto Estrutural

O VANT deve ser projetado para resistir aos carregamentos que são determinados como mínimos pela NATO Standard (2019), através da publicação "AEP-4671 - Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements (USAR)".

3.7.1 Envelope de Manobra

O envelope de manobra (*manoeuvring envelope*) mostra os fatores de carga em voo, em resultado da manobra do VANT, e é utilizado para o projeto estrutural do VANT.

O máximo fator de carga positivo (*positive load factor*), n_+ , é dado pela equação 3.49 (NATO Standard, 2019).

$$n_+ = 2.1 + \frac{10900}{M_{take-off} + 4536} \quad (3.49)$$

Por outro lado, o máximo fator de carga negativo (*negative load factor*), n_- , é dado em proporção do fator de carga positivo, através da equação 3.50 (NATO Standard, 2019).

$$n_- = 0.4 \cdot n_+ \quad (3.50)$$

O ponto da máxima velocidade em turbulência resulta da interseção da linha do máximo fator de carga positivo com a curva da velocidade de perda do VANT.

A velocidade de manobrabilidade, V_A , é calculada através da equação 3.51 (NATO Standard, 2019).

$$V_A = \sqrt{\frac{n_+}{\frac{\rho \cdot C_{Lmax}}{2 \left(\frac{W}{S_{wing}} \right)}}} \quad (3.51)$$

A figura 3.27 apresenta o envelope de fatores de carga para a manobrabilidade do VANT.

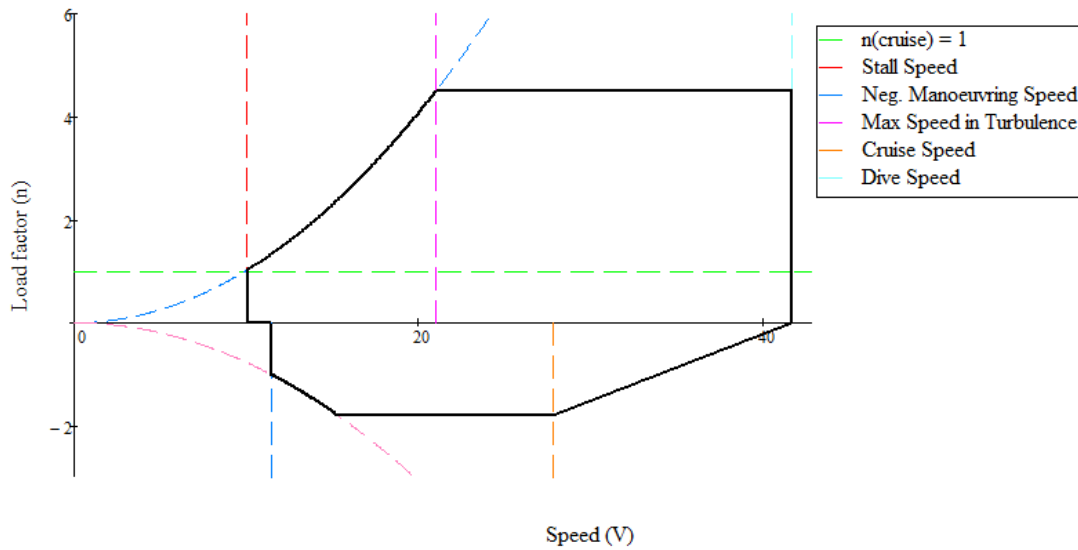


FIGURA 3.27: *Envelope de manobra*

3.7.2 Envelope de Rajada

O envelope de rajada (*gust envelope*) apresenta os carregamentos aerodinâmicos produzidos sobre o VANT em resultado da turbulência atmosférica, nomeadamente, provocados por rajadas de vento.

Segundo a legislação vingente (NATO Standard, 2019), os VANTs devem resistir a diferentes velocidades das rajadas de vento em função da altitude e para diferentes condições de voo.

Os diferentes fatores de carga produzidos por diferentes velocidades das rajadas de vento são definidos pela equação 3.52 (NATO Standard, 2019 para rajadas frontais),

$$n_{gust} = 1 + \frac{K_{gust} \cdot \rho_0 \cdot U_{de} \cdot V_u \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)}{2 \left(\frac{W}{S_{wing}} \right)} \quad (3.52)$$

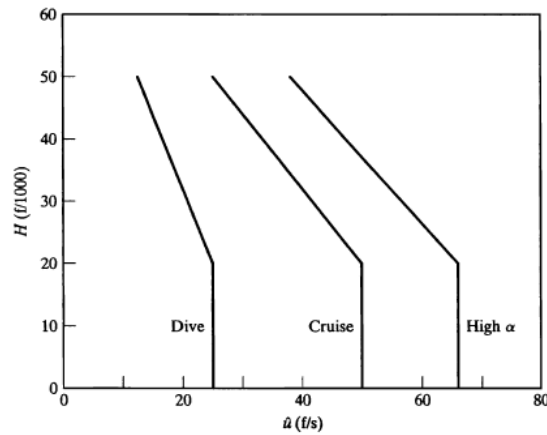


FIGURA 3.28: Gráfico da variação da velocidade do vento em função da altitude para diferentes condições de voo (Corke, 2001)

onde K_{gust} é um coeficiente calculado através da equação 3.53 (NATO Standard, 2019, para voos subsônicos, ρ_0 é a densidade do ar ao nível do mar, U_{de} é a velocidade da rajada de vento e V_u é a velocidade do VANT para as diferentes condições de voo.

$$K_{gust} = \frac{0.88 \cdot \mu_{gust}}{5.3 + \mu_{gust}} \quad (3.53)$$

onde μ_{gust} é a razão da massa equivalente, dada pela equação 3.54 (NATO Standard, 2019).

$$\mu_{gust} = \frac{2 \left(\frac{W}{S_{wing}} \right)}{\rho \cdot \bar{c} \cdot \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right) \cdot g} \quad (3.54)$$

A figura 3.29 apresenta o envelope de fatores de carga gerados por rajadas frontais de vento.

3.7.3 Diagrama V-n

O diagrama V-n final resulta da subreposição do envelope de manobra e do envelope de rajada, o qual é apresentado na figura 3.30. Pela leitura do diagrama, o maior fator de carga a que o VANT está sujeito, em valor absoluto, será $n = 7,555$, pelo que aplicando um fator de segurança de 1,5, se obtém um fator de carga de projeto $n_{design} = 11,333$.

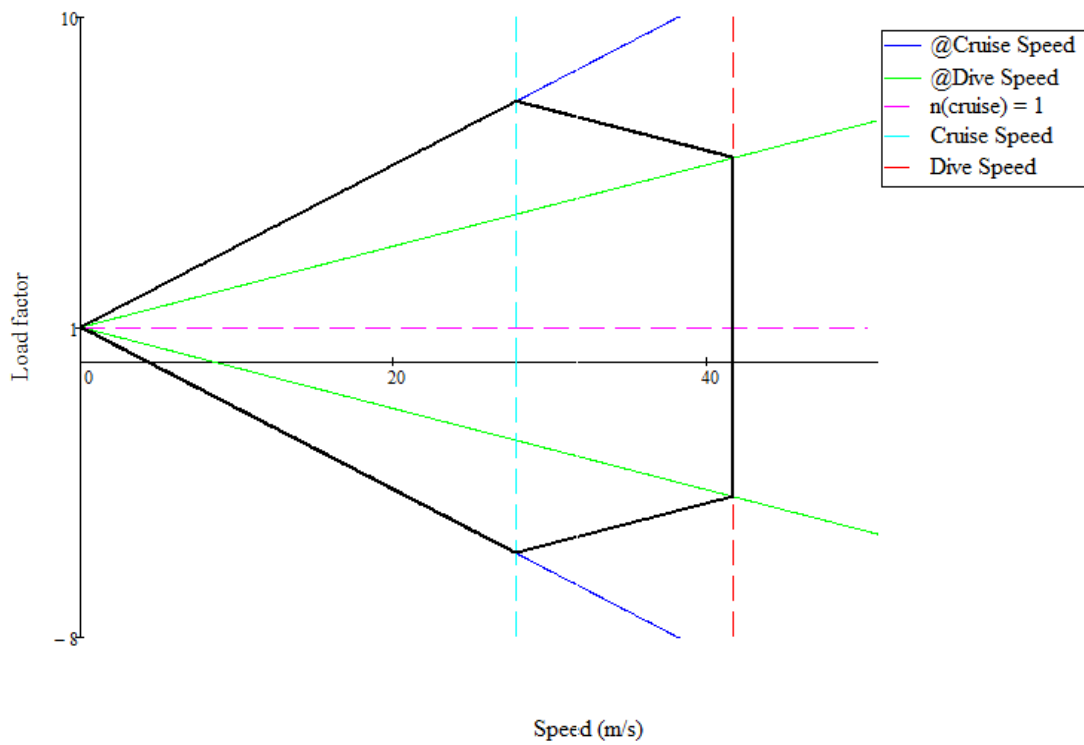


FIGURA 3.29: *Envelope de rajada*

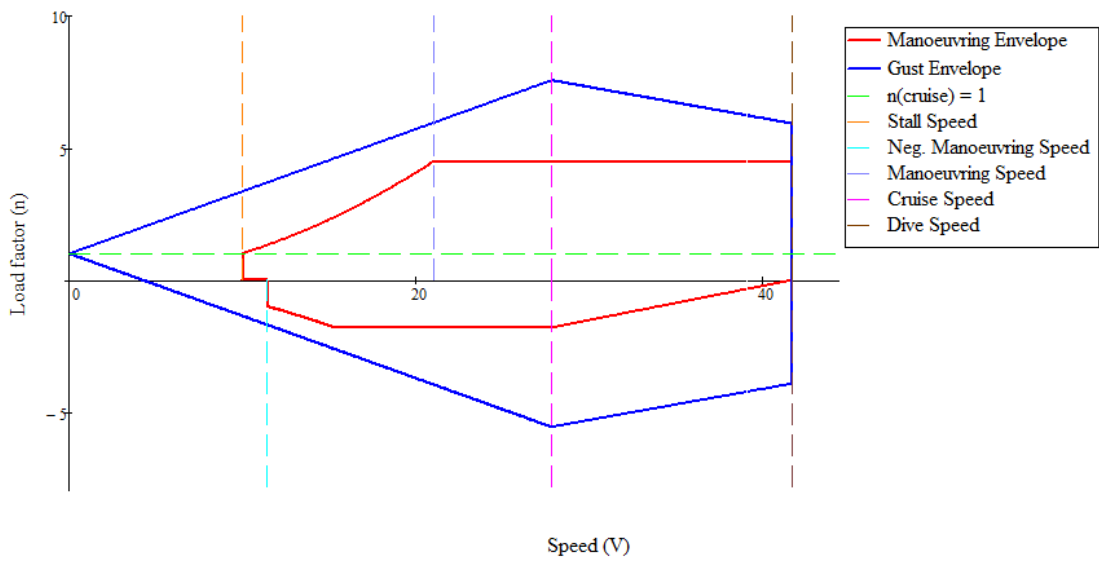


FIGURA 3.30: Diagrama V-n

3.8 Estabilidade Estática

As aeronaves movimentam-se em seis graus de liberdade. Na análise da estabilidade estática interessa estudar os movimentos rotativos do VANT segundo

três dos graus de liberdade (ilustrados da figura):

- Picada (*pitch*), do qual resulta a estabilidade longitudinal;
- Rolamento (*roll*), do qual resulta a estabilidade lateral²⁸;
- Guinada (*yaw*), do qual resulta a estabilidade direcional²⁸.

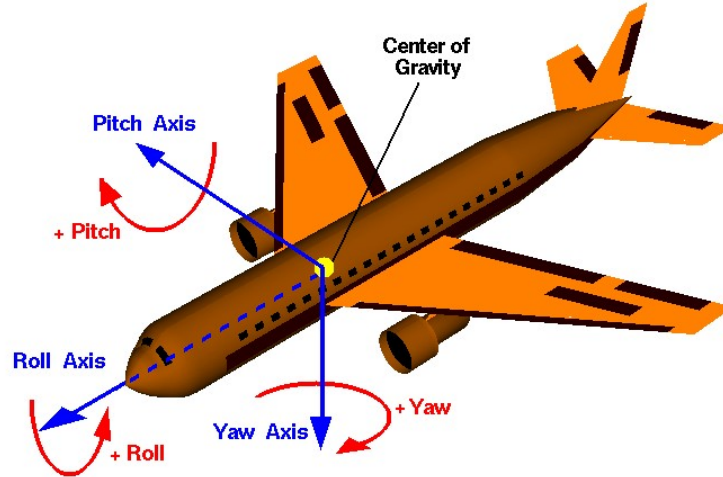


FIGURA 3.31: 3 Graus de liberdade²⁹

3.8.1 Estimativa Refinada da Massa

Nesta fase do projeto conceptual, é importante efetuar, novamente, uma estimativa mais refinada da massa dos vários componentes, a fim de determinar o CG do VANT, o ponto neutro (*neutral point* - NP) do VANT e os seus momentos de inércia, que irão influenciar a estabilidade estática do VANT.

O ponto neutro corresponde ao ponto do eixo longitudinal do VANT onde o momento aerodinâmico é independente do ângulo de ataque.

Para o cálculo das estimativas da massa dos componentes, utilizou-se, nas equações 3.55 a 3.58, os coeficientes proposto pelo Corke (2001) para aeronaves do tipo *general aviation*.

A massa da asa principal é calculada pela equação 3.55 (Corke, 2001),

$$M_{wing} = C_1 \cdot C_2 \cdot C_3 \cdot W_{dg}^{C_4} \cdot n^{C_5} \cdot S_{wing}^{C_6} \cdot AR^{C_7} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^{C_8} \cdot (C_9 + \lambda)^{C_{10}} \cdot \cos^{C_{11}}(\Lambda) \cdot S_f^{C_{12}} \cdot q^{C_{13}} \cdot W_{fw}^{C_{14}} \quad (3.55)$$

²⁸Fora do âmbito do presente trabalho, possível trabalho futuro.

²⁹Fonte: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rotations.html>

onde $C_1 = 0.0090$, $C_2 = 1$, $C_3 = 1$, $C_4 = 0.490$, $C_5 = 0.490$, $C_6 = 0.758$, $C_7 = 0.600$, $C_8 = -0.3$, $C_9 = 0$, $C_{10} = 0.004$, $C_{11} = -0.9$, $C_{12} = 0$, $C_{13} = 0.006$, $C_{14} = 0.0035$.

A massa do estabilizador horizontal é calculada pela equação 3.56 (Corke, 2001),

$$M_{h-tail} = C_1 \cdot \left(1 + \frac{F_w}{b_{ht}}\right)^{C_2} \cdot W_{dg}^{C_3} \cdot n^{C_4} \cdot S_{ht}^{C_5} \cdot L_{ht}^{C_6} \cdot K_y^{C_7} \cdot \cos^{C_8}(\Lambda_{ht}) \cdot A_{ht}^{C_9} \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^{C_{10}} \cdot \lambda_{ht}^{C_{11}} \cdot q^{C_{12}} \quad (3.56)$$

onde $C_1 = 0.0092$, $C_2 = 0$, $C_3 = 0.414$, $C_4 = 0.414$, $C_5 = 0.896$, $C_6 = 0$, $C_7 = 0$, $C_8 = 0.034$, $C_9 = 0.043$, $C_{10} = -0.120$, $C_{11} = -0.020$, $C_{12} = 0.168$.

A massa do estabilizador vertical é calculada pela equação 3.58 (Corke, 2001),

$$M_{v-tail} = C_1 \cdot K_{rht} \cdot \left(1 + C_2 \frac{H_{ht}}{H_{vt}}\right)^{C_3} \cdot W_{dg}^{C_4} \cdot n^{C_5} \cdot S_{vt}^{C_6} \cdot M^{C_7} L_{vt}^{C_8} \cdot \left(1 + \frac{S_r}{S_{vt}}\right)^{C_9} \cdot A_{vt}^{C_{10}} \cdot (C_{11} + \lambda_{vt})^{C_{12}} \cdot \cos^{C_{13}}(\Lambda_{vt}) \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^{C_{14}} \cdot K_z^{C_{15}} \cdot q^{C_{16}} \quad (3.57)$$

onde $C_1 = 0.0076$, $C_2 = 0.2$, $C_3 = 1$, $C_4 = 0.376$, $C_5 = 0.376$, $C_6 = 0.873$, $C_7 = 0$, $C_8 = 0$, $C_9 = 0$, $C_{10} = -0.357$, $C_{11} = -0$, $C_{12} = 0.039$, $C_{13} = -0.224$, $C_{14} = -0.49$, $C_{15} = 0$, $C_{16} = 0.122$.

A massa da fuselagem é calculada pela equação 3.58 (Corke, 2001),

$$M_{fuselage} = C_1 \cdot C_2 \cdot C_3 \cdot W_{dg}^{C_4} \cdot n^{C_5} \cdot L^{C_6} \cdot L_t^{C_7} \cdot D^{C_8} \cdot S_f^{C_9} \cdot W^{C_{10}} \cdot (1 + K_{ws})^{C_{11}} \cdot q^{C_{12}} + C_{13} \quad (3.58)$$

onde $C_1 = 0.052$, $C_2 = 1$, $C_3 = 1$, $C_4 = 0.177$, $C_5 = 0.177$, $C_6 = -0.072$, $C_7 = -0.051$, $C_8 = 0.072$, $C_9 = 1.086$, $C_{10} = 0$, $C_{11} = 0$, $C_{12} = 0.241$, $C_{13} = W_p$.

3.8.2 Estabilidade Longitudinal

A estabilidade longitudinal é a medida da resposta do VANT à alteração da condição do AoA. É importante que o VANT seja estaticamente estável em voo,

contudo, excessiva estabilidade pode prejudicar a sua manobrabilidade e desempenho.

Assim, a margem de estática (*static margin* - SM) é utilizada para estimar a estabilidade longitudinal do VANT, que consiste na diferença normalizada entre a posição do NP, x_{NP} , e o CG, x_{CG} , como definido na equação 3.59 (Corke, 2001):

$$SM = \frac{x_{NP} - x_{CG}}{\bar{c}} \quad (3.59)$$

Quanto maior a margem estática, maior será a estabilidade longitudinal da aeronave. Na aviação geral, a margem estática é positiva, ou seja, o CG encontra-se à frente do NP, e varia, tipicamente, entre 10 % e 30 % (Sadraey, 2013). Sendo que as aeronaves tripuladas e, mais especificamente, as aeronaves de transporte de pessoas possuem, normalmente, valores de margem estática mais elevados, em comparação com aeronaves de recreio ou aeronaves combatentes, uma vez que se pretende proporcionar um voo confortável aos passageiros.

No caso do VANT em projeto, por ser uma aeronave não tripulado o conforto dos passageiros não é uma preocupação, pelo que uma margem estática inferior, sensivelmente, entre 10 % e 15 % garante que o VANT é longitudinalmente estável e permite, ainda, voar com um AoA inferior, otimizando as condições de voo.

A análise da margem estática é muito importante para equilibrar o VANT, uma vez que o l_{tail} foi calculado anteriormente, pelo que a posição do CG do VANT depende apenas da posição do CG da fuselagem.

Para calcular o NP do VANT utilizou-se o programa XFLR5, tendo-se obtido os resultados apresentados na figura 3.32.

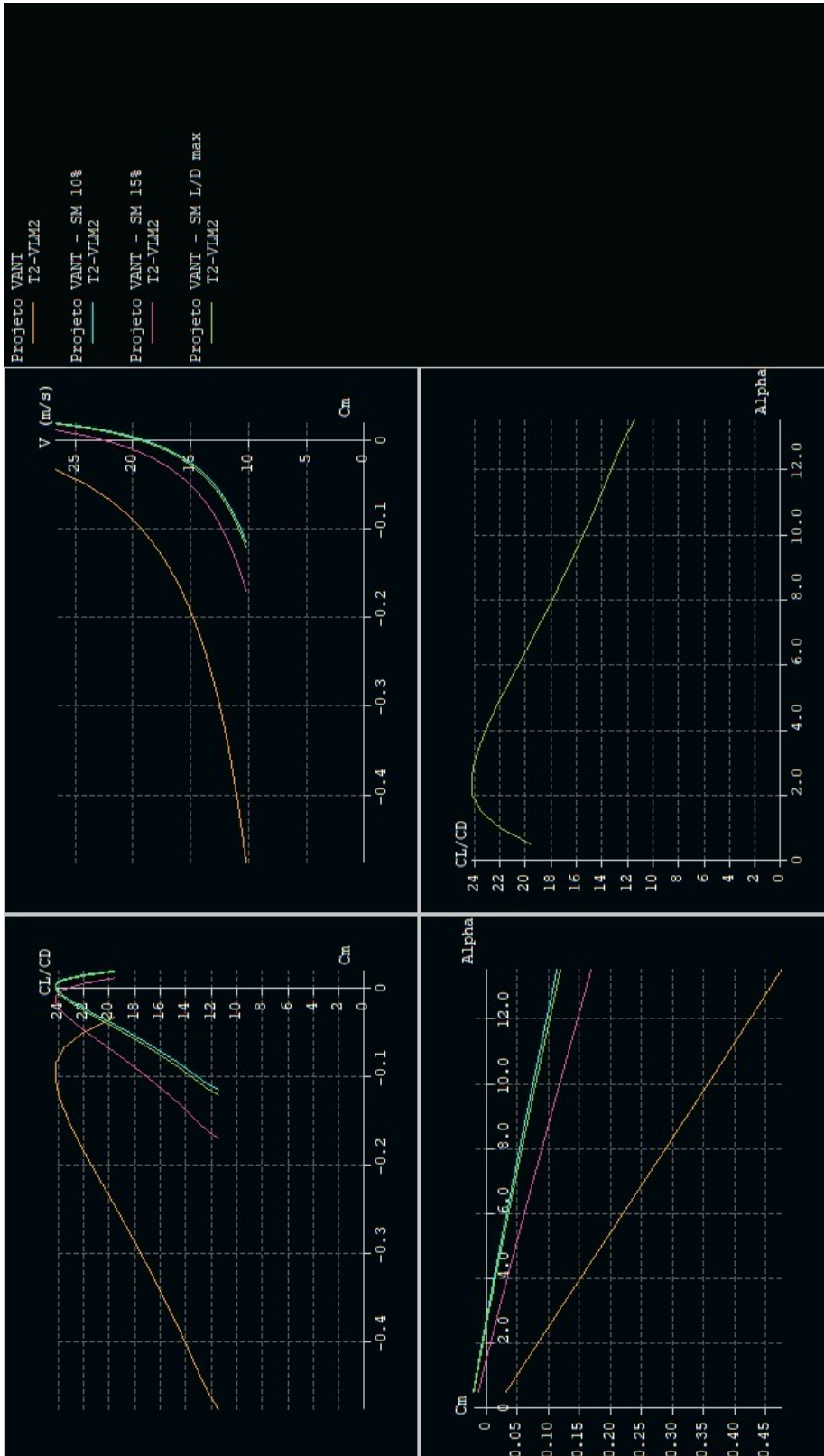


FIGURA 3.32: Cálculo da margem estática para $(\frac{L}{D})_{max}$ através do programa XFLR5: gráfico de $(\frac{L}{D})$ em função de C_m , gráfico de V em função de C_m , gráfico de C_m em função de α e gráfico de $(\frac{L}{D})$ em função de α (da esquerda para a direita e da linha de cima para a linha de baixo)

3.8.3 Resultados

A tabela 3.10 apresenta os resultados obtidos do cálculo da estimativa refinada da massa dos componentes principais e os resultados da análise de estabilidade longitudinal, utilizando o programa XFLR5..

TABELA 3.10: Características e resultados da estimativa inicial do MTOM

Característica	Valor
M_{wing}	3,4 kg
M_{VT}	0,188 kg
M_{HT}	0,3 kg
$M_{fuselage}$	0,399 kg
Característica	Resultado
x_{NP}	0,325 m
x_{CG}	0,271 m
$(x_{CG})_{fuselage}$	0,207 m
SM	10,72 %
$\alpha_{C_m=0}$	2,5°
$\left(\frac{L}{D}\right)_{C_m=0}$	18

Capítulo 4

Configuração/Projeto Final

Este capítulo pretende apresentar o resultado final do trabalho desenvolvido. Ou seja, após o projeto individual de cada componente do VANT, montar os componentes para construir o VANT. Para tal, foi fundamental o cálculo das posições efetivas de cada componente no final do capítulo 3.

4.1 Modelo CAD 3D

A figura 4.1 consiste no modelo CAD 3D em SolidWorks do VANT desenvolvido neste trabalho.

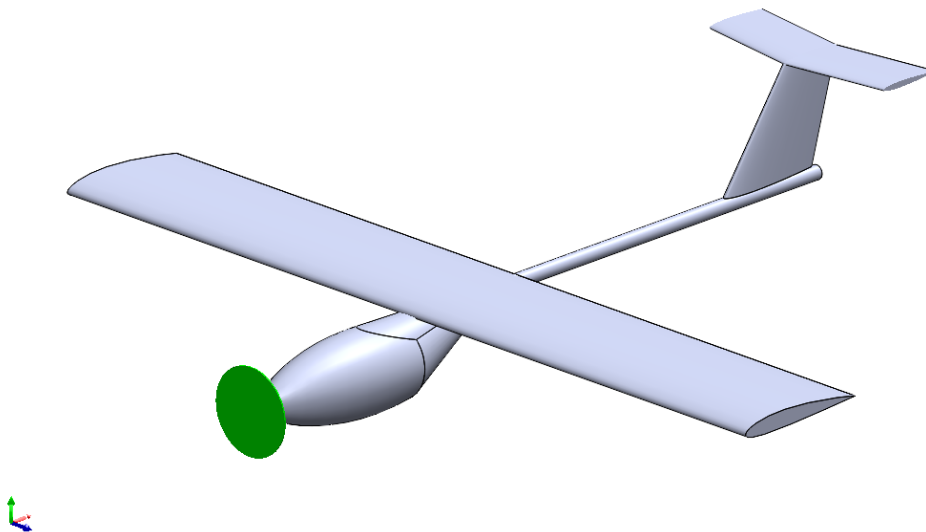


FIGURA 4.1: Modelo CAD 3D do VANT em SolidWorks

A figura 4.2 apresenta as diferentes prespetivas do VANT.

A figura 4.3 consiste no modelo CAD 3D em SolidWorks do VANT desenvolvido neste trabalho com a câmara *gimbal*.

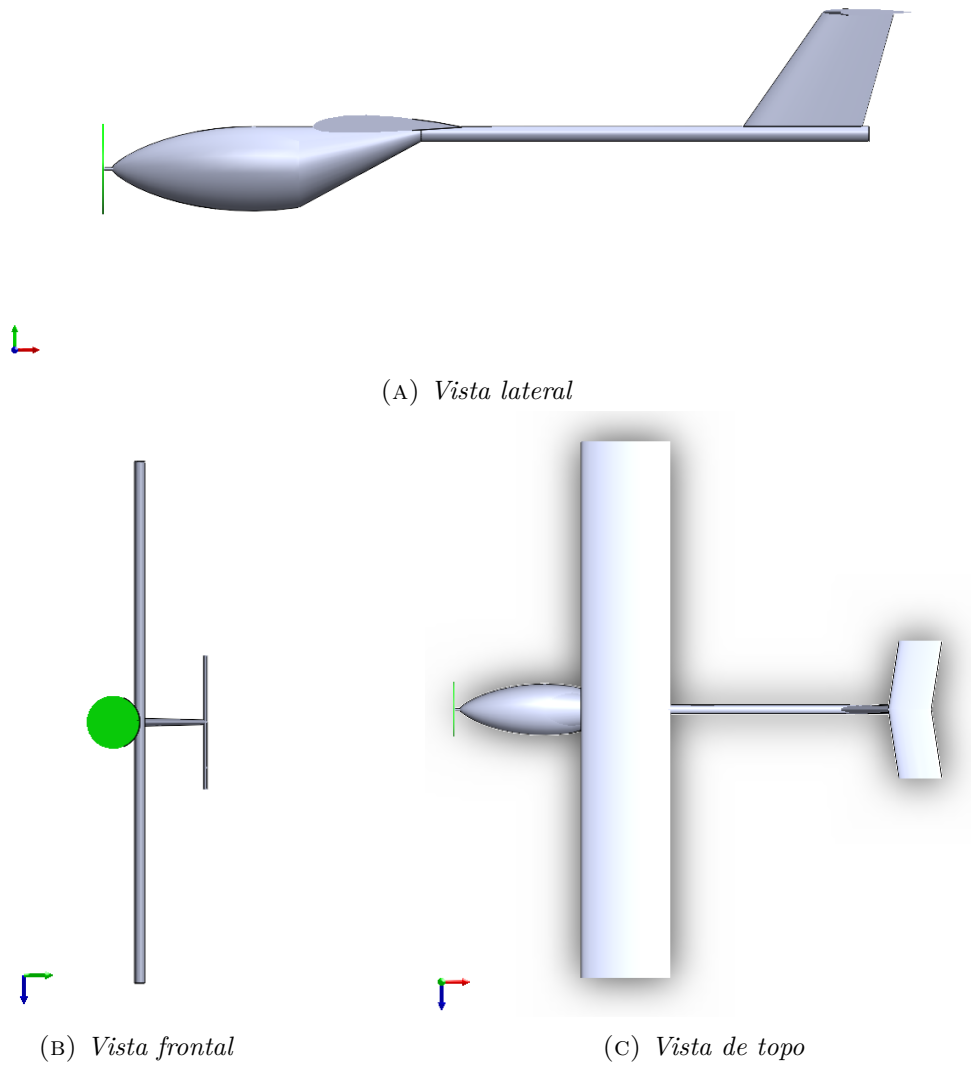


FIGURA 4.2: Vistas

A figura 4.4 esquematiza uma proposta da organização dos componentes a incluir no interior da fuselagem do VANT.

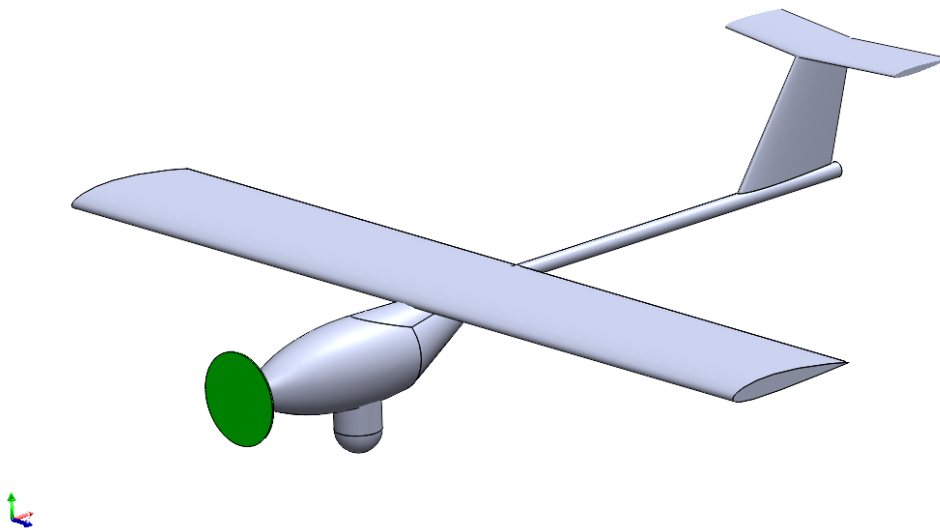


FIGURA 4.3: Modelo CAD 3D do VANT com a câmara *gimbal* em SolidWorks

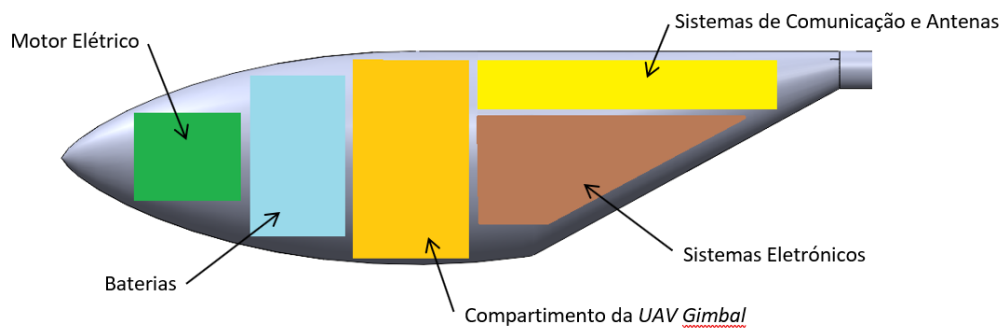


FIGURA 4.4: Esquema dos componentes da fuselagem

4.2 Estimativa de Custo

Na tabela 4.1 apresenta-se uma estimativa inicial do custo de produção do VANT. Neste sentido, destaca-se que o maior custo está relacionado com a mão de obra. Ainda assim, esta estimativa inicial encontra-se abaixo do limite máximo de 5 000 € definido, inicialmente, como requisito de projeto.

4.3 Características Finais

A tabela 4.2 resume as características do VANT.

TABELA 4.1: Estimativa inicial de custo do VANT

Componentes/Trabalho	Estimativa de custo
Motor e Variador	70 €
Hélice	20 €
Servos	60 €
Piloto automático	400 €
Comando de controlo	300 €
Telemetria	80 €
Cabos	100 €
Baterias	100 €
Fibra de carbono	225 €
Espuma	50 €
Mão de obra (80 h; 15 €/h)	1200 €
Total	2605 €

TABELA 4.2: Características finais do VANT

Característica	Valor
$M_{take-off}$	13,78 kg
$M_{payload}$	2,50 kg
S_{wing}	1,566 m ²
b_{wing}	3 m
V_{cruise}	100 km/h
$t_{mission}$	2 h
S_{VT}	0,123 m ²
S_{HT}	0,324 m ²
$P_{propeller}$	298,39 W
$\eta_{propeller}$	76,2 %
n_{design}	11,333
SM	10,72 %

Conclusão

Considerações Finais

O objetivo deste trabalho foi desenvolver o projeto de um VANT de baixo custo para ampliar as capacidades operacionais da Marinha Portuguesa.

O desenvolvimento do projeto de um VANT, incluindo as três fases de projeto, conceptual, preliminar e detalhado, é um trabalho com um certo grau de complexidades, devido à dificuldade do próprio tema, o trabalho associado a todo o processo de projeto, que também envolve várias áreas tecnológicas de conhecimento, das quais se destaca o projeto aeronáutico, e alguns constrangimentos que dificultaram o normal desenvolvimento do projeto de investigação, resultante da situação pandémica vivida, atualmente, devido ao SARS-CoV-2 (COVID-19).

As expectativas e objetivos iniciais traçados para o trabalho não foram totalmente cumpridos, nomeadamente, a fase de projeto preliminar e detalhado que não foram alcançadas. Contudo, o conhecimento recolhido e o trabalho desenvolvido até ao momento, irá permitir a realização de trabalhos futuros no seguimento deste trabalho, utilizando as ferramentas base já criadas, como, por exemplo, o desenvolvimento do projeto preliminar e detalhado do VANT e, por conseguinte, a construção de um modelo para a realização de testes, avaliação e otimização do VANT.

A tecnologia dos VANT está em constante evolução e crescimento, sendo cada vez mais as vantagens que lhe estão associadas. Os VANTs são um recurso de baixo custo de aquisição, reduzida manutenção, de fácil utilização, grande capacidade de adaptação a diferentes missões e disponível para utilizar por períodos de tempo mais longos e, por isso, tornaram-se uma alternativa viável a diversas operações e aplicações.

Trabalho Futuro

Como referido anteriormente, neste trabalho iniciou-se o projeto de um VANT, mas ainda existem vários passos a serem dados até à sua implementação, tal

como existe também espaço para melhorarias e otimização das suas capacidades.

Assim, para trabalho a realizar futuramente, no sentido de, eventualmente, implementar o VANT em projeto ao serviço da Marinha Portuguesa, no apoio às unidades navais cuja missão inclui efetuar vigilância, controlo, fiscalização, policiamento e busca e salvamento em espaço nacional, propõe-se o desenvolvimento das seguintes etapas de trabalho:

- Projeto preliminar;
- Projeto detalhado;
- Construção do protótipo do VANT;
- Realização de testes, avaliação e otimização do VANT.

Bibliografia

- Austin, Reg (2010). *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*. Ed. por John Wiley e Sons Ltd. first edition. ISBN: 9780470058190.
- Coelho, Daniel Patinha (2019). «Conceptualization and Application of Unmanned Aerial Vehicles Design Methodology». Tese de Dissertação de Mestrado. Lisboa: Instituto Superior Técnico.
- Corke, Thomas C. (2001). *Design of Aircraft*. Ed. por Pearson Education Inc. first edition. University of Notre Dame. ISBN: 0-13-089234-3.
- Department of US Navy (2008). *Fleet Unmanned aircraft Systems Concept of Operations*. Department of Defense - USA.
- Gundlach, Jay (2012). *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. Ed. por AIAA Education Series. first edition. Manassas, Virginia, USA: American Institute of Aeronautics e Astronautics Inc.
- Marinha Portuguesa (2016). *Instrução Operacional da Armada 301 (IOA 301)*. Lisboa: Estado-Maior da Armada.
- (2017). *Despacho do Almirante Chefe do Estado-Maior da Armada, n.º 13/17, de 6 de março: Grupo de Trabalho para o desenvolvimento de Veículos Não Tripulados (GT-VENT)*. Lisboa: Gabinete do Chefe do Estado-Maior da Armada.
- (2018). *Diretiva Estratégica da Marinha 2018 (DEM 2018)*. Lisboa: Gabinete do Chefe do Estado-Maior da Armada.
- Ministério da Defesa Nacional (MDN) (2014). *Missões das Forças Armadas 2014 (MIFA 2014). Grupo de Trabalho para o desenvolvimento de Veículos Não Tripulados (GT-VENT)*. Lisboa: Concelho de Chefes de Estado-Maior.
- (2015). *Conceito Estratégico Militar 2015 (CEM 2015). Grupo de Trabalho para o desenvolvimento de Veículos Não Tripulados (GT-VENT)*. Lisboa: Concelho de Chefes de Estado-Maior.
- (2020). *Conceito Estratégico da Defesa Nacional 2020 (CEDN 2020)*. Lisboa: Governo de Portugal.
- National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) (1945). *Summary of Airfoil Data*. Report. Washington: Langley Memorial Aeronautical Laboratory.

- NATO Standard (2014). *ATP 3.3.7 - Guidance for the Training of Unmanned Aircraft Systems (UAS) Operators*. Organização do Tratado do Atlântico Norte (OTAN).
- (2019). *AEP-4671 - Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements (USAR)*. B. Versão 1. Organização do Tratado do Atlântico Norte (OTAN).
- Parlamento Europeu (2007). *UAVs and UCAVs: Developments in the European Union*. Briefing Paper. Bruxelas: Directorate General External Policies of the Union.
- Raymer, Daniel P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Ed. por AIAA Education Series. second edition. Sylmar, California. ISBN: 0-930403-51-7.
- Sadraey, Mohammad H. (2013). *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*. Ed. por John Wiley e Sons Ltd. first edition. ISBN: 978-1-119-95340-1.
- Singer, P. W. (2018). «Drones Don't Die - A History of Military Robotics». Em: *History Net*.
- Souza Filho, Carlos António Vilela de (2018). «Desenvolvimento e validação de software interativo para projetos conceituais de aeronaves». Tese de Dissertação de Mestrado. Universidade Federal de Uberlândia.
- US Department of Defense (DoD) (2010). *Unmanned systems integrated roadmap FY 2011-2036*. Washington DC: The Joint Chiefs of Staff.
- Vicente, João Paulo Nunes (2013). «Da Guerra Remota. A desumanização do Poder Aéreo, a interferência e a interação humana no futuro da guerra». Tese de Doutoramento. Lisboa: Universidade Nova de Lisboa.

Apêndice A

Base de Dados: VANTs do Mercado

A tabela A.1 apresenta algumas características de VANTs existentes no mercado (adaptado de Coelho, 2019). Esta base de dados foi utilizada para estimar certos parâmetros do VANT, numa fase inicial do projeto conceptual, quando não foi possível utilizar os valores propostos pela literatura para a aviação geral, que, inicialmente, foi necessário assumir com base na literatura, mas se verificou que os dados históricos dos mesmos, existentes para a aviação em geral eram consideravelmente diferentes dos dados históricos existentes para VANTs .

TABELA A.1: Base de dados: VANTs de mercado (adaptado de Coelho, 2019)

VANT	MTOM [kg]	Autonomia [h]	V_{cruise} [m/s]	S_{wing} [m ²]	AR	SF	C_{ht}	C_{vt}	C_{D_o}	Propulsão
Ranger	7	1,5	13,89	0,7	12,86	0,6	0,5	0,016	0,028	Elétrico
Argos	12	14	18,9	0,864	10,47	0,48	0,59	0,033	0,019	Combustão
Aerosonde 4	15	24	25,72	0,567	14,75	0,6	1,23	0,072	0,014	Combustão
Border Eagle	15	10	20	0,883	10,88	0,6	0,28	0,013	0,022	Combustão
Raybird 3	20	15	33,3	0,9	9,9	0,45	0,5	0,022	0,006	Combustão
Penguin B	21,5	20	22	0,79	13,78	0,47	0,9	0,065	0,031	Combustão
F300	25	10	20	1,73	5,2	0,56	0,11	0,023	0,034	Combustão
TD100	25	2,3	23,15	1,38	18,12	0,65	0,62	0,024	0,009	Elétrico
Tiguar C	25	20	25	1,73	9,73	0,56	0,63	0,065	0,007	Híbrido
Yarara	35	6	25	1,1	14,4	0,66	1,29	0,028	0,024	Combustão
Ogassa	36	8	25,72	1,06	16,64	0,61	1,02	0,061	0,022	Combustão
PD-1	40	10	26,4	1,17	13,68	0,55	1,16	0,038	0,024	Combustão